WIADOMOŚCI TECHNICZNE LOTNICTWA

KWARTALNIK
WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO"

REDAKTOR: mjr. obs. inż. CZAPLICKI WACŁAW.

TREŚĆ:

SOMMAIRE:



ROK I — WARSZAWA, LIPIEC — WRZESIEŃ — Nr. 1

Pan Minister Spraw Wojskowych zarządził reorganizację fachowych czasopism wojskowych.

W związku z powyższem i wobec braku czasopisma lotniczego, naukowo-fachowego, przeznaczonego dla techników i inżynierów lotniczych, zostaje otwarty w „Przeglądzie Lotniczym“ nowy dział pod nazwą „Wiadomości Technicznych Lotnictwa“, jako kwartalny dodatek do obecnego „Przeglądu Lotniczego“.

W dodatku tym będą publikowane artykuły z następujących działów:

— aerodynamiki,
— wytrzymałości tworzyw,
— statyki,
— konstrukcji i fabrykacji sprzętu lotniczego,
— organizacji fabrycznej,
— budowy lotnisk,
— komunikacji lotniczej,
oraz dziedzin pokrewnych.

Zwracam się, wraz z Komitetem redakcyjnym „Wiadomości Technicznych Lotnictwa“, z gorącym apelem do fachowych kół lotniczych, oraz do wszystkich osób pracujących w lotnictwie o łaskawą współpracę, celem stałego wzbogacania treści nowego pisma.

SZEF DEPARTAMENTU AERONAUTYKI
inż. *Rayski*
pułk. dypl. pilot.

Inż. ADAM KARPIŃSKI

O SAMOSKRZYDŁOWCACH

Jako temat mojego referatu obrałem problem, do którego obecnie zwraca się coraz częściej myśl konstrukcyjna w poszukiwaniu nowych dróg rozwoju lotnictwa. Problem ten, aczkolwiek pojawił się w zaraniu historji lotnictwa, był do niedawna jeszcze niepopularny, ponieważ z jednej strony dobre cechy lotu klasycznego samolotu kierowały konstruktorów na drogę najmniejszego oporu, z drugiej zaś, sporadyczne niepowodzenia samolotów „bezogonowych", tworzonych bez podstaw naukowych, budziły podejrzenia, iż są to twory sztuczne i bez widoków rozwoju w przyszłości. Obecnie na szczęście prace kpt. Hilla i inż. Lippischa dały podstawę do zasadniczej zmiany poglądów.

Tematem tej pracy są płatowce, utrzymujące podłużną równowagę lotu jedynie za pomocą odpowiednio ukształtowanego skrzydła, a pozbawione specjalnych organów ustateczniających (osterzeń) zarówno przed środkiem ciężkości (t. zw. typ kaczki) jak i poza nim (typ klasyczny).

Ze względu na to, że nazwa „samolot bezogonowy" może być zastosowana również do typu kaczkowego, używać będę w dalszym ciągu referatu określenia „płatowiec samoskrzydłowy", wzgl. „samoskrzydłowiec", jako lepiej oddającego pojęciowo omawiany przedmiot.

Jak wspomniałem, płatowiec samoskrzydłowy jest tworem bardzo dawnym. Pierwsza aerodyna jaka wogóle uniosła się z ziemi z napędem silnikowym była właśnie samoskrzydłową: był to EOLE II Ader'a. W r. 1897 trzecia jego maszyna AVION III, którą ukazuje rys. 1, była gotowa do lotu; niestety, przy pierwszych próbach uległa zniszczeniu. Oczywiście, w ówczesnym stanie wiadomości aerodynamicznych nie było mowy o konstrukcji samostatecznego układu nośnego. Skrzydła były możliwie wierną analogją skrzydeł nietoperza. Sterowanie wysokości odbywało się przez przesuwanie skrzydeł wprzód i w tył. Ster kierunkowy był umieszczony tuż za krótką gondolą. Napęd dwuśmigłowy zapomocą maszyny parowej, ważącej 3,25 kg KM, mocy 30 KM.



Rys. 1. „Avion III" Ader'a.

W tym samym prawie czasie rozpoczął studja nad statecznością lotu Igo Etrich (1898 r.), zwracając się przedewszystkiem do przyrody żywej, która była zawsze pierwszą mistrzynią człowieka, szukającego nowych dróg.

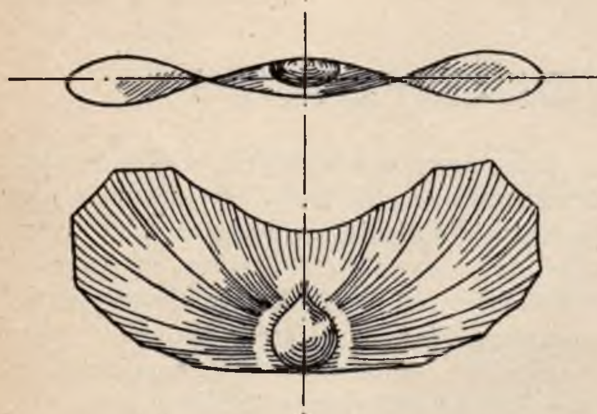
Rozpatrując zwierzęta latające ze strony interesującego nas problemu widzimy wyłącznie układy zbliżone do samoskrzydłowych. Jedno z pierwszych stworzeń latających, pterodaktyl, było wzorowym samoskrzydłowcem[1]). Badania wykazały, że pterodaktyl nie mógł dobrze uderzać skrzydłami ze względu na brak odpowiednich mięśni wyrobionych. Musiał więc wykonywać przeważnie lot szybowy, ustateczniając go przez deformacje skrzydła.

Najlepiej latające i szybujące ptaki, jak albatrosy, mewy, jastrzębie, mają opierzenie poziome w formie krótkiego ogona, złożonego zresztą w czasie lotu. Niektóre stworzenia, jak np. nietoperze, są zupełnie bezogonowe. I w świecie roślinnym spotykamy statecznie szybujące nasiona w formie samoskrzydłowej.

Takie właśnie uskrzydlone nasiono Zanonia macrocarpa, odznaczające się statecznym lotem, przyjął Etrich za punkt wyjścia swoich konstrukcyj. Nasiono Zanonia, ukazane w przybliżeniu na rys. 2, ma kształt skrzydła owalnego o małem wydłużeniu, z odchylonemi w tył krańcami. Wklęsłość profilu zmienia się wzdłuż rozpiętości i w pobliżu krańców jest odwrotna, t. j. skierowana ku górze.

---

[1]) p. Flugsport 1922 r. Nr. 2/29.



Rys. 2. Nasiono Zanonia macrocarpa.

Późniejszy współpracownik Etrich'a, inż. Wels, wstąpił na tę samą drogę i budował szybowce samoskrzydłowe (od r. 1907), na których wykonał wiele lotów. Szybowiec Wels'a (rys. 3)



Rys. 3. Szybowiec Wels'a.

był jednopłatem, naśladującym pod względem obrysu skrzydła nasiona Zanonia. Krańce posiadały profil odwrotnie sklepiony i żeberka ustawione wachlarzowato, co według konstruktora miało dodatnio wpływać na cechy lotu. Charakterystyka tego szybowca była następująca:

$b = 10$ m.*)
$S = 38$ m²
$P_w = 99$ kg.
$P_c = 164$ kg.
$p_s = 4{,}3$ kg/m²
$v = 13 \div 14$ m/s (ok. 50 km/g)

Najdłuższy lot około 200 m.

*) Oznaczenia symboli, patrz na str. 32.

W późniejszych latach skonstruował Wels wraz z Etrichem samolot silnikowy. Jednopłat

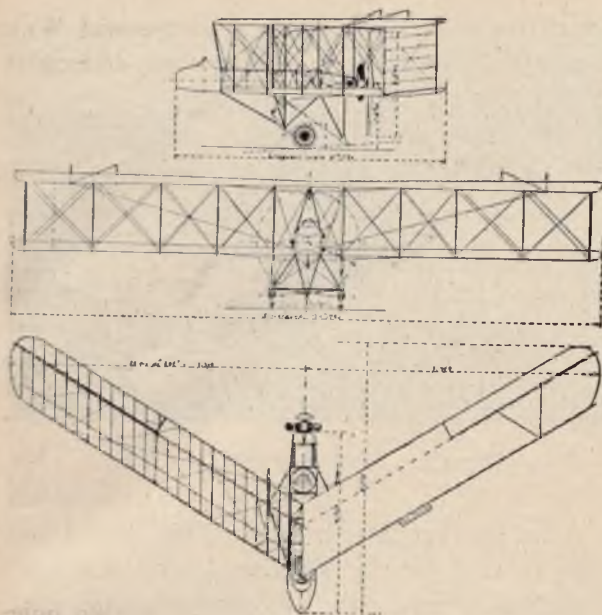


Rys. 4. Samolot Wels-Etrich.

ten (rys. 4) pozbawiony zupełnie nietylko opierzenia poziomego, lecz i pionowego nie mógł mieć dobrej stateczności około osi pionowej, to też konstruktorzy zaniechali dalszej ewolucji tego typu. Etrich przeszedł do konstrukcji klasycznej, zachowując z poprzednich doświadczeń tylko podgięte ku górze krańce skrzydeł. Znane dobrze samoloty „Etrich - Taube", odznaczały się dzięki temu wielką, a nawet później zbyt wielką statecznością lotu i z tego powodu w pierwszych latach wojny światowej zostały wycofane.

W roku 1907 przystępuje do prób ze swym samoskrzydłowym szybowcem Szkot por. DUNNE. W rok później, po udanych lotach wbudowuje do niego silnik, zaś w roku 1909 buduje już specjalnie do silnika przeznaczony dwupłat samoskrzydłowy. Por. Dunne postawił sobie za cel stworzenie bardzo statecznego samolotu. Był to okres, kiedy pokonanie wielkich oporów szkodliwych pochłaniało prawie całą moc stosunkowo słabych silników. Nadmiar mocy w locie był minimalny, a więc bezpieczny lot odbywał się na małym zakresie kątów natarcia. Ideałem ówczesnym musiał więc być samolot, któryby się opierał każdej zmianie kąta natarcia, nawet kosztem sterowności.

Dunne widział słusznie w samoskrzydłowcu rozwiązanie, pozwalające nadać samolotowi dowolnie wielką stateczność podłużną przez prostą zmianę kąta natarcia skrzydła wzdłuż rozpiętości. Regulację komory nośnej ułatwił konstruktor przez zastosowanie wieloprzęsło-



Rys. 5. Samolot Dunne typ z r. 1911.

wego dwupłatu. W samolocie Dunne (rys. 5) widzimy po pięć przęseł z każdej strony płaszczyzny symetrji. Skrzydła o stałej cięciwie są ułożone w wyraźną strzałę. Kształt ten pochodzi od MOUILLARD'A, który go pierwszy użył w swym szybowcu. Profil był zmienny wzdłuż rozpiętości, ale odwrotnie niżbyśmy się spodziewali, mianowicie wklęsłość profilu zwiększała się ku krańcom. Zato kąt natarcia malał znacznie wzdłuż rozpiętości i przechodził nawet na ujemny. Oba płaty posiadały lotki, które były również sterami wysokości. Sterów kierunkowych nie było wcale, lecz tylko stateczniki pionowe, wypełniające rozstęp międzypłatowy i położone na samych krańcach skrzydeł. Załoga (dwa miejsca) mieściła się w długiej gondoli. Do napędu służył silnik Green'a mocy 50 lub 80 KM. Śmigła były dwa, umieszczone z obu boków gondoli. Charakterystyka tego samolotu była następująca:

b = 14,75 m.
l = 6,75 m.
S = 55 m².
P_w = 500 kg.
P_u = 520 kg.
P_c = 1020 kg.
N = 80 KM.
p_s = 18,5 kg/m²
p_n = 12,8 kg/KM
v = 85 km/g

Samolot ten musiał dobrze jak na swą epokę latać, skoro prócz Anglji budowano go za licencją w Stanach Zjednoczonych i Francji, gdzie prawa budowy nabyła fabryka Nieuport.

W lipcu 1914 r. wypuścił Dunne również wodnopłat pływakowy swojego systemu (rys. 6). Postęp jaki tam widzimy polega na dodaniu sterów kierunkowych za statecznikami na krańcach skrzydła. Gondola jest krótka i racjonalniej ukształtowana; śmigło pchające umieszczono w końcu gondoli.

W latach 1908 i 1909, a więc równocześnie z próbami Dunne'a budował swój szybowiec samoskrzydłowy WEISS; budowany na tej samej zasadzie jak samoloty Dunne, był jednopłatem.

Z dawnych prób ustatecznienia samolotu zapomocą odpowiednio ukształtowanego układu nośnego wymienić jeszcze można szybowce klubu lotniczego w Darmstadt (w latach 1909 do 1913), które poza klasycznem opierzeniem miały płaty górne ułożone w postaci strzały i profil na krańcach odwrotnie wygięty. Handley-Page stosował w r. 1914 układy nośne o stałym środku parcia z opierzeniem bez statecznika poziomego.



Rys. 6. Wodnopłat Dunne typ z r. 1914.

W nowszych czasach, kiedy badania aerodynamiczne dały już pewne podstawy naukowe do określania stateczności samolotu i znane już były względnie dokładnie właściwości rozmaitych profilów skrzydłowych, a technika konstrukcji płatowca posunęła się znacznie naprzód, próby rozwiązań samoskrzydłowych musiały być odmienne od poprzednio opisywanych.

W r. 1920 powstaje samoskrzydłowy szy-

bowiec Dr. Wenk'a i Peschke'go typu Weltensegler (rys. 7). W formach nadanych temu płatowcowi widzimy jeszcze dążenie do naśladowania natury żywej. Mianowicie skrzydła w części bliższej gondoli są odchylone ku górze, zewnętrzne ich części natomiast są załamane ku dołowi. Jest to naśladowanie jednej z pozycyj skrzydeł w locie szybowym ptaków. Część skrzydła bliższa gondoli była osadzona prostopadle do linji lotu, dopiero zewnętrzne części były strzałowo odchylone ku tyłowi i na całej długości zaopatrzone w lotki. Dla usztywnienia tej skomplikowanej konstrukcji położono pod skrzydłem rusztowanie, podobnie jak w Etrich'a „Taube", odpowiednio tylko zmodernizowane. Charakterystyka Weltensegler I (Feldberg):

$b = 16$ m.
$t = 1{,}06$ m.
$l = 3{,}5$ m.
$S = 17$ m²
$P_w = 43$ kg.
$P_c = 113$ kg.
$p_s = 6{,}2$ kg/m²
$\lambda = 15$

Szybowiec ten latał dobrze (loty do 2 minut i ewolucje np. ósemka), ale sztywność skrzydła na skręcanie była niedostateczna.

W następnym roku (1921) wypuszczono ulepszony szybowiec Weltensegler „Baden-Baden". Różnił się on tem od poprzedniego, że miał lotki zawiasowe (pierwszy typ miał skrzydła wichrowane). Skrzydło zwężało się silnie ku krańcom, odchylonym w postaci strzały ku tyłowi, więc oś obrotu lotki była silnie skośna w stosunku do płaszczyzny symetrji. Opierzenia pionowego nie było wcale.

Charakterystyka Weltensegler II („Baden-Baden"):

$b = 15$ m.
$t = 1{,}07$ m.
$l = 3{,}0$ m.
$S = 16{,}2$ m²
$P_w = 100$ kg.
$P_c = 170$ kg.
$p_s = 10{,}6$ kg/m²
$\lambda = 14{,}2$



Rys. 7. „Weltensegler" z r. 1920.

Na tym aparacie zabił się pilot Leusch podczas 1,5 min. lotu w burzliwym wietrze o szybkości 8 — 10 m/s. Nie zdołał wyprowadzić szybowca z wirażu i przeszedł w lot nurkowy, w czasie którego nastąpiło złamanie skrzydła. Wytrzymałość na skręcanie okazała się więc jeszcze zbyt mała.

W roku 1922 został skonstruowany samoskrzydłowy szybowiec politechniki berlińskiej „Charlotte" (rys. 8). Miał on podobnie, jak pierwszy Weltensegler, środkową część skrzydła położoną prostopadle do linji lotu i dopiero części zewnętrzne — dość krótkie — odchylone w postaci strzały pod dużym kątem. Sterowanie było oryginalnie rozwiązane: na każdym krańcu skrzydła były lotki dwudzielne. Ruchy obu części lotki mogły być równo- i przeciwbieżne. Usterzenie pionowe było normalne o dobrem wydłużeniu, umieszczone na końcu gondoli. Z różnych kombinacyj ruchów czterech części lotek, można było uzyskać wszelkie potrzebne efekty: sterowanie wysokości, kierunku, nachylenia bocznego oraz hamowanie.



Rys. 8. „Charlotte" r. 1922.

Niestety, reakcje sterów okazały się niedostateczne, a w niektórych wypadkach lotu wprost odwrotne. Niemało przyczyniło się do tego zapewne małe wydłużenie lotek z wielką częścią kompensacyjną i niewielka ich powierzchnia. „Charlotte" była szybowcem zastrzałowym, mimo to sztywność na skręcanie nie była jeszcze dostateczna. Maszyna latała w latach 1923 i 1924, przyczem pilot Winter mógł na niej wykonać dn. 30 sierpnia 1924 r. siedmiominutowy lot.

Charakterystyka „Charlotte":

$b = 14{,}5$ m.
$t = 1{,}17$ m.
$l = 3{,}23$ m.
$S = 17{,}0$ m²

W roku 1924 pojawia się na krymskim konkursie szybowców oryginalny samoskrzydłowiec „Parabola" Czeranowskiego. Zasada, chociaż ta sama, jak w poprzednich konstrukcjach, była jednak przeprowadzona przez Czeranowskiego nader śmiało: nie zawahał się użyć bardzo wielkiej cięciwy w środku skrzydła, a formę strzały zmodyfikować na odcinek paraboli i zamiast zmiany kąta natarcia wzdłuż rozpiętości, zastosować zmienny profil: w środku skrzydła użyto grubego profilu *G* 386 (płasko-wypukły); ku krańcom przechodzi on w *G* 436 (średni-płasko-wypukły). Pilot siedział wewnątrz skrzydła. Opór szkodliwy dawało tylko podwozie jednokołowe w owiewku, i 3 płozy pomocnicze na krawędzi tylnej skrzydła. Usterzenie pionowe umieszczone w płaszczyźnie symetrji, w małej odległości od środka ciężkości, a więc mimo znacznych wymiarów, mało skuteczne. Własności aerodynamiczne psuło małe wydłużenie skrzydła ($\lambda = 5$) i dłuższych lotów, niż 1 min. 20 sek. nie dało się wykonać. Zaobserwowano tylko doskonałą stateczność podłużną. Sterowanie było zapomocą lotek różnicowych.

Następny model tego typu (AWF II) miał już większe wydłużenie ($\lambda = 7{,}8$), jednak z powodu centralnego usterzenia pionowego, miał małą sterowność kierunkową, a przy słabo reagujących lotkach (małe kąty wychylenia) łatwo przechodził w poślizg; w ten też sposób się rozbił. Konstrukcja skrzydła była niezwykle lekka, wielodźwigarowa (listwy sosnowe 8×10 mm). Jeden m² skrzydła ważył ok. 2,1 kg. Prace Czeranowskiego trzeba cenić ze względu na zupełnie nowe drogi, na które wszedł, zanim Hill i Lippisch opublikowali swe badania.

Charakterystyki obu szybowców Czeranowskiego:

	AWF I	AWF II
b	10,0 m.	12,0 m.
t_{max}	3,75 m.	2,5 m.
l	3,75 m.	5,8 m.
S	20,0 m²	19,5 m²
P_w	58,0 kg.	72,0 kg.
P_c	128 kg.	144 kg.
p_s	6,4 kg/m²	7,4 kg/m²

Podczas, gdy „Parabola" swymi lotami ukazywała możliwości nowych konstrukcyj lotniczych, były w dwóch różnych krajach w pełnym toku gruntowne prace nad płatowcami samoskrzydłowemi: w Niemczech inż. Lippisch, w Anglji kpt. Hill pracowali od dłuższego już czasu metodycznie nad tym problemem.

Lippisch buduje najpierw małe modele latające, poczem wspólnie z Espenlaub'em konstruuje w zimie 1921/22 r. szybowiec samoskrzydłowy z profilem symetrycznym *G* 410. Lotki tej maszyny dość krótkie i o dużej cięciwie, nie miały podwójnej funkcji, jak zwykle w samoskrzydłowcu: sterowanie wysokości odbywało się przez przenoszenie S. C. w locie ruchami ciała pilota. Pilot był umieszczony na belce pod skrzydłem. Stateczniki pionowe były umieszczone pod krańcami skrzydła. Drążek sterowy był typu wiszącego. Charakterystyka: $b = 11$ m, $S = 12$ m². Na tym szybowcu wykonywano udatne loty przy wietrze 6—8 m/sek.

Drugi samoskrzydłowiec powstaje w r. 1925 (pod nazwą „Experiment") i posiada już profil zmienny wzdłuż rozpiętości. Charakterystyka: $b = 10$ m, $S = 12$ m². Lippisch wysuwa tezę, że samoskrzydłowiec może mieć skrzydło nie cięższe od analogicznego samolotu klasycznego. W rzeczy samej skrzydło „Experiment" waży 3,5 kg/m².

W międzyczasie zabiera głos nauka. W drugim tomie wyników badań getyngeńskich znajdujemy wyniki badań układów samoskrzydłowych jedno- i dwupłatowych. Odnoszą się jednak tylko do profilów stałych, zaś spadek

nośności wywoływano przez zmienny kąt natarcia [1]).

W tym samym okresie rozpoczyna swą działalność kpt. Hill. W r. 1923 przedstawia projekt samolotu samoskrzydłowego angielskiemu I. B. T. L., to jest Aeronautical Research Committee, gdzie zostaje życzliwie przyjęty. Projekt początkowy dotyczył szybowca o obciążeniu 9 kg/m², z wyliczoną szybkością lądowania 32 km/g. Celem, do którego Hill dążył, było uzyskanie samolotu doskonale sterownego, a w drugim dopiero rzędzie dostatecznie statecznego. Sterowność około osi poprzecznej miała być tego rodzaju, że przy pewnym kącie lotu, samolot był w równowadze tylko przy jednem położeniu drążka sterowego. Następnie reakcje steru wysokości miały przy każdym — nawet dużym — kącie lotu odpowiadać ruchom drążka sterowego. Z pomocą Aer. Res. Comm. Hill buduje prototyp. Pierwsze próby szybowca w locie odbyły się dn. 13 grudnia 1924 r. Wobec pomyślnych wyników, konstruktor przystąpił do projektowania samolotu silnikowego tego samego typu. Projekt był gotów w lecie r. 1925, w październiku tego samego roku ukończono budowę, zaś pierwszy lot Pterodaktyla, jak Hill nazwał swą maszynę, nastąpił dn. 2 listopada 1925 r. Do oblatania przystąpiono z całą przezornością: aby wyciągnąć pożyteczne wnioski o przyczynach ewentualnego wypadku w locie, został zainstalowany na lotnisku aparat kinematograficzny. Na szczęście obyło się bez potrzeby takiego wykorzystania filmu: loty wykazały coprawda szereg słabych stron prototypu, lecz udały się w zupełności.

Pterodaktyl jest jednopłatem zastrzałowym (rys. 9), ze skrzydłem o zmiennej cięciwie. Kąt strzały, mierzony na przedniej krawędzi skrzydła, wynosi 31°, na tylnej krawędzi 14°. Pod skrzydłem jest zawieszona gondola z wbudowanym w tyle silnikiem „Cherub" mocy 34 KM. Do sterowania służą płaszczyzny, umieszczone w przedłużeniu skrzydła i obracane około osi poprzecznej, położonej w linji środków parcia. W locie poziomym płaszczyzny sterowe, nazwane przez Hill'a „controllers", są ustawione na



Rys. 9. Pterodaktyl Hill'a r. 1925.

0° kąta nośności. Do uruchomienia controllers'ów służy drążek sterowy z mechanizmem zmieniającym przekładnię 7-krotnie w skrajnem położeniu przyciągniętem, a to dla uzyskania znacznych wychyleń sterów, a więc i skuteczności przy locie z małą szybkością. Profil skrzydła Airscrew 4, zmodyfikowany przez uniesienie o 0,015 cięciwy krawędzi odpływu, jest zmienny wzdłuż rozpiętości w sensie malenia rzędnych. Controllers'y mają profil T.P.3 Kąt natarcia maleje ku krańcom o 6°. Uzyskana w ten sposób stateczność jest tego rodzaju, że środek parcia skrzydła, leżący w locie poziomym przy 0,3 cięciwy środkowej, przesuwa się przy zwiększaniu kąta lotu stale ku tyłowi, aż przy kącie 90° znajdzie się przy 0,5 cięciwy. Do pewnej granicy można powstające momenty prostujące kompensować momentem osterzenia. Pterodaktyl, jak stwierdzono, jest sterowny w niebywale wielkich granicach, bo aż do ok. ÷45° kąta lotu.

Stery kierunkowe, umieszczone w pobliżu krańców skrzydła i pod niem, dają się wychylać albo oddzielnie, do sterowania, albo równocześnie — dla hamowania. Podwozie jest osiowe, usztywnione drutami. Koła biegowe znajdują się przed pionem *S. C.* W tyle gondoli umieszczono trzecie kółko, niosące 1/3 ciężaru całości.

Konstrukcja Pterodaktyla jest całkowicie drewniana. Oto charakterystyka:

b = 13,7 m.
S = 20,7 m²
powierzchnia controllers'ów S' = 5,1 m²
„ sterów kierunkowych S'' = 1,2 m²

[1]) p. Ergebnisse der Aerodynamischen Versuchsanstalt zu Göttingen II. Lief. str. 53. (Wykaz źródeł Nr. 15).

$N = 34$ KM
$P_w = 208$ kg.
$P_u = 167$ kg.
$P_c = 375$ kg.
$p_s = 18$ kg/m²
$p_n = 11$ kg/KM
$v_{max} = 113$ km/g (przy $P_c = 310$ kg) i $n = 3440$ obr/min.
$v_{min} =$ ok. 47 km/g

W locie Pterodaktyl jest czuły na rzucanie (zwłaszcza około osi poprzecznej). W pilotażu wykazał za wielką bezwładność sterów, był jednak łatwy do prowadzenia w głębokich wirażach. Pozatem maszyna okazała się praktycznie nieprzeciągalna.

Niezależnie od prac angielskiego konstruktora posuwają się tymczasem badania inż. Lippisch'a, prowadzone z ramienia Forschungsinstitut der Rhön-Rossitten Gesellschaft. W roku 1926 wykonano szereg modeli samoskrzydłowych i wypróbowano w locie. Skalę i obciążenie owych modeli dobrano w ten sposób, aby uzyskać geometryczne podobieństwo ruchów między modelem i samolotem w skali rzeczywistej.

Tymczasem w Austrji buduje w r. 1926 p. Herbert Hayden szybowiec ze skrzydłem samostatecznem. Posiadało ono wielką cięciwę środkową, zwężało się ku krańcom i było ułożone w postaci strzały. Krótki kadłub miał normalne osterzenie z bardzo małym statecznikiem poziomym i pionowym. Lotek nie było wcale. Do wprowadzania w wiraż służył tylko ster kierunkowy. Charakterystyka:

$b = 6$ m.
$l = 4{,}2$ m.
$h = 1{,}3$ m.
$S = 16$ m²
$P_c = 140$ kg.
$p_s = 8{,}7$ kg/m²

Większych lotów nie wykonano na tym szybowcu, zapewne z powodu słabej stateczności kierunkowej.

W tym samym czasie (1926 r.) budują F. i J. Granger w Anglji samolot ze skrzydłem statecznem, bez wyzyskania jednak wszystkich możliwości konstrukcyjnych samoskrzydłowca. Ich górnopłat o zaakcentowanej formie strzałowej posiada podwieszony na słupkach, ścięgnach i zastrzałach kadłub, zakończony osterzeniem pionowem. Poziomego osterzenia brak. Silnik umieszczono na przodzie. Podwozie typu normalnego. Maszyna okazała w locie dobrą sterowność i stateczność i była prawie nieprzeciągalna.

Charakterystyka:

$b = 9$ m.
$l = 4{,}25$ m.
$S = 9{,}4$ m²
Silnik „Cherub“ M.T; $N = 24$ KM
$v_{max} = 150$ km/g
$v_{min} = 56$ km/g

W Niemczech konstruuje w r. 1926 swój prototyp samoskrzydłowy Soldenhoff [1]), zajmujący się tym problemem już od r. 1912. W ostatecznej formie oblatano jego maszynę w roku 1928. Jest to dolnopłat strzałowy, wolnonośny. Cięciwa profilu zmiennego zmniejsza się nieznacznie ku krańcom, zato wybitnie maleje grubość skrzydła. Lotki są skośne w stosunku do linji lotu i działają również jako ster wysokości. Stery kierunkowe, stosunkowo małe, są umieszczone na skrzydle, mniej więcej na połowie rozpiętości. Prócz nich są na krańcach skrzydeł stateczniki pionowe. Środek parcia sterów kierunkowych leży na osi poprzecznej S. C.

Gondola mieści z przodu pilota (z doskonałą widocznością), pasażera (w pobliżu S. C.), wreszcie w końcu silnik gwiazdowy, chłodzony powietrzem. Podwozie trójkołowe, z kołami biegowemi poza pionem S. C. i przedniem kołem (balonowem) pod przedziałem pilota.

Charakterystyka:

$b = 10$ m.	Silnik: Salmson $N = 40$ KM
$t_{max} = 2$ m.	$p_s = 30{,}8$ kg/m²
$S = 17{,}5$ m²	$p_n = 13{,}5$ kg/KM
$P_c = 540$ kg.	$v_{ek} = 160$ km/g.
	Ciężar jednostkowy skrzydła wynosi 5,64 kg/m²

Samolot, nazwany SO. A., lata dobrze i jest nawet przy małych szybkościach lotu sterowny.

Na podstawie wyników doświadczeń modelowych, buduje Lippisch w r. 1927 (czerwiec)

[1]) p. Flugsport 1931 r. Nr. 25/536.

szybowiec „Storch III" (rys. 10), na którym słynny pilot szybowcowy, Nehring, wykonał szereg lotów doświadczalnych. „Storch" jest jednopłatem strzałowym z gondolą, zawieszoną pod skrzydłem zapomocą zastrzałów. Kształt strzałowy jest o wiele mniej zaakcentowany, niż w poprzednich samoskrzydłowcach. Kąt strzały $\varepsilon = 17^0$. Lotki, będące równocześnie sterem wysokości, mają osie obrotu równoległe do tylnego dźwigara skrzydłowego, a więc skośne względem płaszczyzny symetrji samolotu. Stery kierunkowe znajdują się na krańcach skrzydła i ponad niem.

Prototyp Storch'a (typ I, II, III), mimo kolejnych modyfikacyj, a mianowicie cofnięcia ku tyłowi kadłuba (gondoli) i zmiany położenia osterzenia pionowego, wykazywał jeszcze pewną niestateczność przy wychylaniu lotek, niedość skutecznych przy wprowadzaniu maszyny w wiraż.

Wobec tego, przy budowie typu „Storch IV" (r. 1929), ułożono już osie obrotu lotek prostopadle do płaszczyzny symetrji (gdyż tu spodziewano się jednej z przyczyn niestateczności), oraz przedewszystkiem zwiększono stopień stateczności przez nadanie lotkom wklęsłości ku górze. Pilot Grönhoff oblatał tę zmodyfikowaną maszynę i uznał ją już za tak dobrą, że można było wbudować silnik.

Użyto słabego silnika DKW — 2 cyl., 500 cm³, dającego moc ok. 9 KM.

„Storch - IV" z silnikiem (rys. 11) posiada następującą charakterystykę:

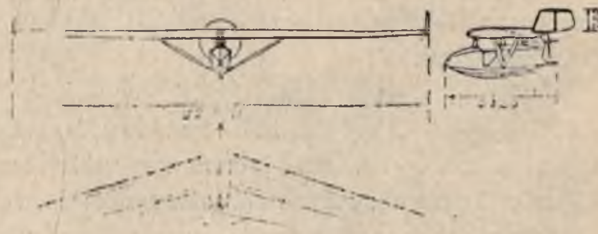
$b = 12{,}37$ m.
$l = 3{,}8$ m.
$h = 2{,}0$ m.
$t_{max} = 1{,}89$ m.
$t_{min} = 1{,}17$ m.
$S = 18{,}5$ m²
S (lotek) $= 2 \times 0{,}93$ m²
S (st. kier) $= 2 \times 0{,}8$ m²
$N = 9$ KM
Śmigło RRG: $D = 1{,}24$ m., $H = 0{,}6$ m.
$P_w = 170$ kg.
$P_u = 80$ kg.
$P_c = 250$ kg.
$p_s = 13{,}5$ kg/m²
$p_n = 30$ kg/KM
$v_{max} \cong 120$ km/g



Rys. 10. „Storch" r. 1927.

Dokładne pomiary szybkości i wzbijalności były uniemożliwione przez niedostateczne chłodzenie silnika. Przez odpowiedni dobór profilów i konstrukcję, uzyskano w „Storch IV" bardzo mały ciężar skrzydła, jako dalsze poparcie tezy Lippisch'a, mianowicie 4,4 kg/m².

Wszystkie doświadczenia, zebrane przy budowie i lotach Storch'a, w połączeniu z rozważaniami teoretycznemi, posłużyły Lippisch'owi przy konstrukcji szybowca 2-miejscowego (typ r. 1930), odmiennego w kształcie od poprzedników, a zbliżonego raczej do Paraboli. Szybowiec ten (rys. 12), całkowicie wolnonośny, o zmiennej cięciwie skrzydła, którego tylna krawędź jest prostopadła do linji lotu, ma stateczność zapewnioną przez odchylenie przedniej krawędzi skrzydła w postaci strzały i zmienny wzdłuż rozpiętości profil. Gondola jest podwieszona bezpośrednio pod skrzydłem i wyposażona w normalną dla szybowców płozę. Na krańcach skrzydła zamocowano osterzenie pionowe w ten sposób, że część ich (ok. ¼ wysokości) wystaje pod skrzydłem. Największa różnica w porównaniu ze Storch'em jest w sterowaniu, mianowicie rozdzielono funkcjonalnie ster wysokości i lotki: środkowa część lotek (od kadłuba do połowy mniejwięcej rozpiętości) działa wyłącznie jako ster wysokości, pod-



Rys. 11. „Storch" r. 1929.



Rys. 12. Szybowiec Lippisch typ 1930.

czas gdy zewnętrzne części służą jako lotki właściwe. Loty wykazały całkowicie użyteczność konstrukcji, więc przystąpiono do przebudowy tej maszyny na samolot z silnikiem.

W międzyczasie kpt. Hill ulepsza w Anglji swego Pterodaktyla i wiosną 1931 r. wypuszcza zbudowanego w wytwórni Westland Pterodaktyla M. IV (rys. 13), zupełnie już użytkową limuzynę podróżną, trzymiejscową, z silnikiem Gipsy III mocy 120 KM. Gondola tworzy całkowicie oszkloną kabinę z miejscem pilota na przodzie i 2 pasażerami w tyle. Skrzydło dwudzielne zamocowane w górze kabiny i usztywnione zastrzałami w kształcie *V*. W tylnej części gondoli zabudowano odwrócony silnik, chłodzony powietrzem w omaskowaniu, zapewniającem dobre chłodzenie. Skrzydło w postaci strzały o zmiennym profilu, ku krańcom zwężone. Osterzenie pionowe na krańcach skrzydła, obrysu owalnego, w małej części wystające pod skrzydłem. Oprócz tego opierzenia, znajdują się pod skrzydłem bliżej kadłuba, 2 stateczniki

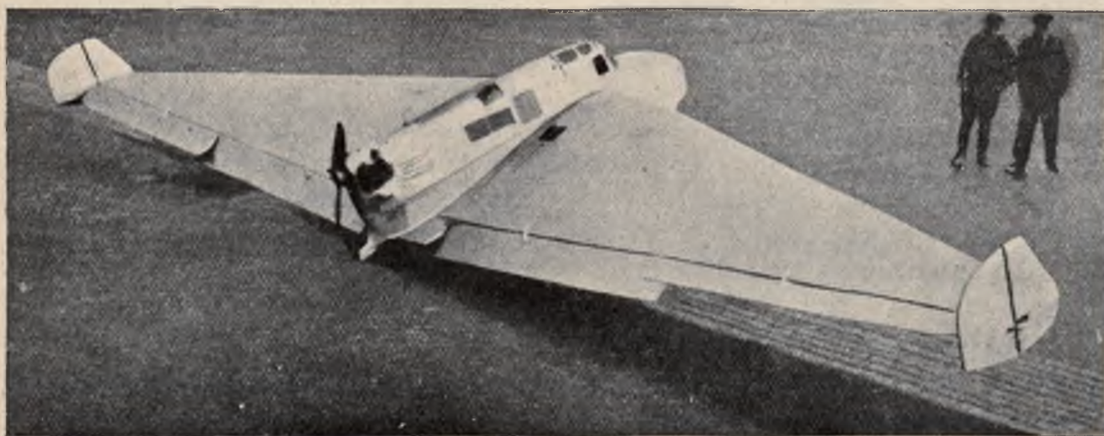


Rys. 13. Westland-Hill. Pterodactyl M. IV.

pionowe, stanowiące równocześnie owiewki dla płóz, na których opiera się samolot na ziemi; podwozie bowiem składa się z dwóch kół, ustawionych za sobą w płaszczyźnie symetrji maszyny. Przednie koło jest zwrotne, tylne wyposażone w hamulec. Koła są okryte wspólnym owiewkiem, łączącym się ze spodem kadłuba i zamocowane na wahliwej ramie, co ułatwia toczenie na nierównym gruncie. Węzeł osiowy tej ramy służy równocześnie do uczepienia zastrzałów skrzydłowych. Widoczność z miejsca pilota, wysuniętego nieco przed skrzydło, jest znakomita. Szybkość maksymalna wynosi 176 km/g, minimalna — 80 km/g.

w płaszczyźnie symetrji samolotu. Wreszcie w końcu gondoli jest krótka płoza, ochraniająca śmigło przy lądowaniu. Na tej płozie opiera się samolot podczas postoju małą częścią swego ciężaru.

Osterzenie pionowe ma profil niesymetryczny, zwrócony wypukłością ku gondoli. Pedały, uruchomiające stery kierunkowe, są niezależne od siebie. Przy skręcie w lewo, naciska się lewy pedał, nie ruszając prawego z miejsca. Naciskając oba pedały uzyskuje się wydatne hamowanie powietrzne. Przednie koło podwozia jest sterowane zapomocą oddzielnej dźwigni. Samolot odbył lotem podróż z Wasserkuppe do



Rys. 14. Samolot turystyczny Lippisch typ 1931.

Wreszcie w końcu lata r. 1931 wypuszcza inż. Lippisch swój samoskrzydłowiec, powstały z szybowca typu 1930 r., przez wbudowanie silnika Bristol Cherub (rys. 14). Gondola została wbudowana w skrzydło, tak, że tylko górna część wystaje ponad powierzchnię skrzydła. Gondola mieści załogę (2 miejsca ułożone za sobą) i w samym tyle silnik. Oba miejsca są całkowicie zakryte i opatrzone szybami celluloidowemi. Widoczność z miejsca pilota doskonała, z tylnego miejsca ograniczona ku dołowi przez skrzydło o wielkiej cięciwie.

Skrzydło i sterowanie pozostało to samo, co w szybowcu z r. 1930. Nowością jest podwozie, rozwiązane inaczej, niż u Hill'a, mianowicie 2 koła niezależne z amortyzacją gumową umieszczone obok siebie nieco poza pionem S.C. i trzecie koło sterowne na przodzie, leżące

Berlina, pilotowany przez Grönhoff'a, który demonstrował maszynę nad lotniskiem Tempelhof dnia 14 września 1931 r. Ewolucje, które były wykonywane (np. głębokie wiraże tuż nad ziemią), świadczą o dobrej sterowności. Dwukrotne przymusowe lądowania wykazały możliwości maszyny i w tym kierunku.

Charakterystyka:

$b =$ 13 m.
$S =$ 25 m²
$P_w =$ 320 kg.
$P_c =$ 520 kg.
$P_u =$ 200 kg.
$N =$ 30 KM
$p_s =$ 21 kg/m²
$p_n =$ 17,3 kg/KM
$v_{max} =$ 155 km/g
$v_{ek} =$ 140 km/g

$H \sim 4700$ m.
$D = 1800$ km. (jako jednomiejscowy)
$B =$ 6 kg/godz.
spółczynnik bezpieczeństwa $n = 7$
cena około 7000 RM
ciężar jednostkowy skrzydła $= 6{,}5$ kg/m²

W Rosji zbudował ostatnio Czeranowski nowy model swej Paraboli, tym razem silnikowy. Jest to średniopłat wolnonośny z silnikiem umieszczonym zprzodu, pilotem poza przednią krawędzią skrzydła i pasażerem pośrodku głębokości skrzydła. Profil skrzydła zmienny, otrzymywany ze spirali logarytmicznych. Ostetrzenie pionowe w pobliżu krańców skrzydła. Skrzydło trójdzielne, drewniane, wielodźwigarowe, kryte płótnem. Lotki na całej rozpiętości działają również jako ster wysokości; są one szczelinowe (w rodzaju Junkers'a). Podwozie normalne z kołami biegowemi przed pionem *S. C.* i płozą w końcu gondoli. Płoza nie jest zwrotna. Silnik „Lucifer" ze śmigłem drewnianem. Dzięki niskiemu podwoziu, kąt lądowania jest mały i nośności skrzydła nie można wykorzystać. Utrzymanie kierunku przy toczeniu trudne, z powodu niesterownego podwozia.

Charakterystyka:

$b = 12{,}14$ m.	$P_w = 612$ kg.
$t_{max} = 3{,}7$ m.	$P_u = 238$ kg.
$S = 30$ m²	$P_c = 850$ kg.
$N = 100$ KM	$p_s = 28{,}31$ kg/m²
	$P_u = 8{,}5$ kg/KM

Maszyna ta, nazwana „B. I. Cz. — 7", lata dobrze pod względem stateczności, posiada stosunkowo znaczną szybkość i wzbijalność. Wyniki cyfrowe jeszcze nieogłoszone [1]).

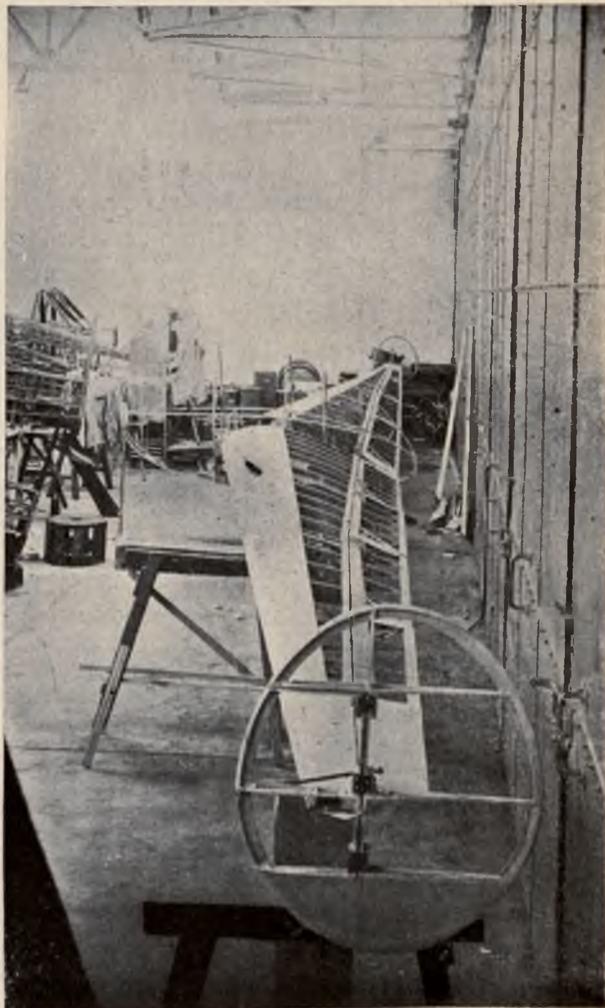
Jak widzimy, w przeciągu dziesiątek lat problem samoskrzydłowca wypływał w różnych postaciach z mniejszem lub większem powodzeniem, zależnie od stopnia opanowania przez konstruktora kwestyj aerodynamicznych i wytrzymałościowych. Do czasów badań inż. Lipisch'a, powodzenia należy w wielkiej mierze przypisać intuicji konstruktorów i... przypadkowi. W każdym razie intuicja pionierów, jak zwykle bywa, przygotowała problem do badania naukowego i w tem leży wielka ich zasługa.

1) Flugsport 1931 r. Nr. 23/496.

Uzupełnienie późniejsze.

W Polsce rozpoczął pracę nad projektem szybowca samoskrzydłowego inż. Jarosław Naleszkiewicz w grudniu 1931 r. Budowa tego szybowca (J. N. 1) została ukończoną w lipcu 1932 r.

Konstrukcja całkowita drewniana, skrzydło dwudzielne, jednodźwigarowe (rys. 15).



Rys. 15. Szkielet szybowca J. N. 1.

Wytrzymałość na skręcanie nadaje pokrycie sklejką [1]) przedniej części skrzydła, przyczem sam dźwigar jest tylko jednostronnie (od tyłu) pokryty. Profil wzdłuż rozpiętości zmienny.

1) Użyto sklejki brzozowej 0,8 mm klejonej wodoodpornym klejem bakielitowym, ofiarowanej przez wytwórnię B-ci Konopackich.

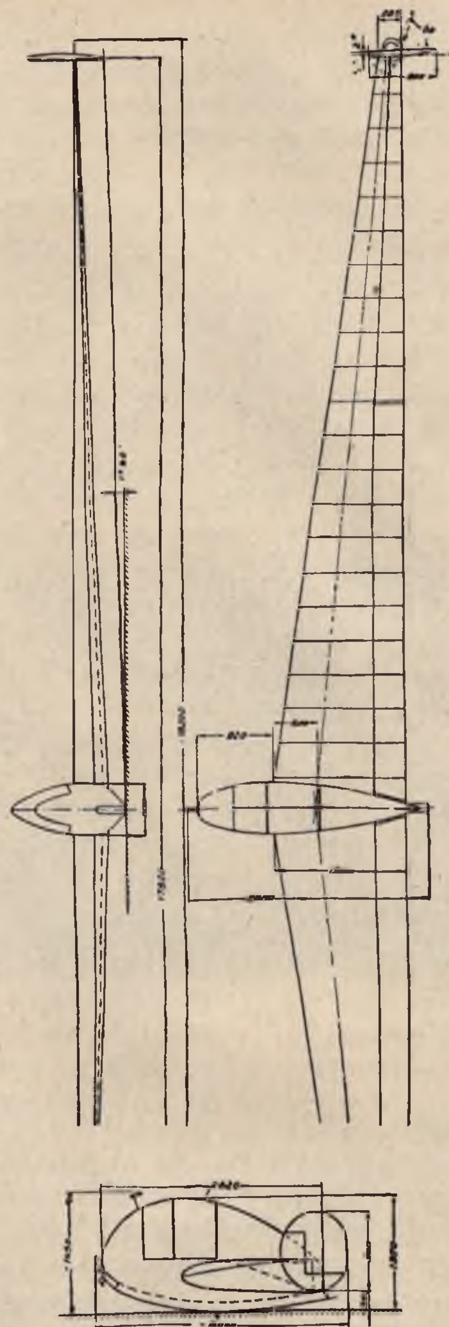
J. N. 1 jest pierwszym samoskrzydłowcem o znacznem wydłużeniu ($\lambda = 20$). Tylna krawędź skrzydła jest prostopadła do osi podłużnej. Wzdłuż całej rozpiętości rozmieszczone są lotki sterowe, mianowicie 4 odcinki bliższe kadłuba działają jako ster wysokości, zaś 4 odcinki zewnętrzne służą jako lotki właściwe. Podział sterów na 8 odcinków był konieczny ze względu na odkształcenia skrzydła przy wielkiej rozpiętości. Stery kierunkowe z małemi statecznikami pionowemi są osadzone na krańcach skrzydła. Dolna część statecznika wystaje pod skrzydło. Stery kierunkowe mogą być uruchomione jednocześnie dla hamowania. Gondola o doskonałym kształcie opływowym wystaje przed skrzydło; jest ona całkowicie zamknięta i w górnej części pokryta celluloidem. Pilot siedzi na wysokości spodu skrzydła, opierając się o dźwigar skrzydłowy.

Charakterystyka:

$b = 18$ m	$P_w = 136$ kg.
$t_{max} = 1{,}58$ m.	$P_c = 211$ kg.
$t_{min} = 0{,}285$ m.	$p_s = 52$ km/g
$l = 3$ m.	$v = 13{,}2$ kg./m²
$h = 1{,}5$ m.	Spółcz. bezp. = 8

Rys. 16 podaje zestawienie tej maszyny. Loty próbne (skoki ze startu samochodowego) wykazały wielką sterowność około osi podłużnej (b. czułe lotki) i wysoką stateczność przy b. wielkiej czułości szybowca na umieszczenie S. C. Sterowność kierunkowa była dostateczna. Mimo wielkiej rozpiętości i osterzenia pionowego na krańcach skrzydła, uzyskano częstość drgań własnych 132 1/min., a więc ponad przyjęte dla szybowców dopuszczalne minimum (120 1/min.).

Niekorzystną właściwością była dla pilota zbyt wielka czułość steru wysokości, przez co łatwo następowało przeciągnięcie maszyny przy starcie holowanym. Przy przeciągnięciu zachodziło ciekawe zjawisko: szybowiec nie zmieniał położenia względem horyzontu i przy zachowanej sterowości poprzecznej tracił nagle nośność i opadał. Ujemną stroną była też zbyt mała nośność maksymalna, mianowicie pomiary w locie wykazały $Cy_{max} = 78$; pochodziło to stąd, że konstruktor rozmyślnie nadał dla ostrożności przy oblatywaniu zbyt wielki spadek nośności wzdłuż rozpiętości.



Rys. 16. Zestawienie szybowca J. N. 1.

II. STATECZNOŚĆ PŁATOWCA SAMOSKRZYDŁOWEGO.

Stateczność układu samoskrzydłowego, jakkolwiek problematyczna na pierwszy rzut oka, staje się odrazu zrozumiałą przez porównanie z samolotem klasycznym, wyposażonym w osterzenie.

Wyobraźmy sobie skrzydło w postaci strzały, którego nośność jednostkowa z jakiegobądź

Rys. 17. Analogja z typem klasycznym.

powodu maleje od środka ku krańcom. W myśli zerwijmy połączenie między środkową częścią (*A* na rys. 17) i częściami krańcowemi *(B)*: wtedy otrzymamy układ powierzchni, z których przednia (*A*) ma nośność większą niż tylne (*B*). Jest to układ analogiczny, jak w samolocie klasycznym i wystarczający do ustatecznienia przy odpowiednio dobranych wielkościach kąta strzałowego (ε) i różnicy nośności. Analiza zagadnienia równowagi powinna właśnie wskazać warunki, którym mają odpowiadać wspomniane wielkości.

Wprawdzie w układzie samoskrzydłowym mamy do czynienia ze stosunkowo małemi ramionami sił powietrznych, lecz zato same siły są znaczne, ze względu na powierzchnie w grę wchodzące. Gdyby nawet moment prostujący samoskrzydłowca był mały w porównaniu z momentem analogicznego samolotu klasycznego, to w pewnych granicach możemy na to pozwolić, biorąc pod uwagę mniejszy moment bezwładności samoskrzydłowca około osi poprzecznej przechodzącej przez *S. C.*

Niech samoskrzydłowiec posiada moment bezwładności około osi ζ równy J_s i moment prostujący równy M_s zaś analogiczny samolot klasyczny odpowiednie wartości, równe J_{kl} i M_{kl}.

Mamy: $M = J \dfrac{d\omega}{dt}$ Jeżeli postawimy warunek, żeby przyspieszenia kątowe, które nadadzą obu samolotom ich momenty prostujące, były jednakowe, otrzymamy:

$$\frac{M_s}{M_{kl}} = \frac{J_s}{J_{kl}} \quad . \; . \; . \quad (1)$$

czyli, że momenty prostujące, wymagane dla obu samolotów, są proporcjonalne do ich momentów bezwładności względem osi poprzecznej przechodzącej przez *S. C.*

Dla określenia stopnia stateczności samoskrzydłowca, lepiej jest użyć nie samego momentu prostującego, lecz wielkości, określonej jako „stateczność właściwa" [1]), i równej

$$\mu = \frac{dc_n}{d\alpha}.$$

Przy założeniu niezakłóconego ruchu *S. C.* równanie ruchu dla wychylonego o kąt θ samolotu jest:

$$J \frac{d^2 \theta}{d t^2} + A \frac{d \theta}{d t} + B \theta = O$$

gdzie *A* jest stałą proporcjonalną do momentu tłumiącego, *B* — stałą proporcjonalną do stateczności właściwej. Całka ogólna tego równania jest:

$$\theta = \theta_0 \, e^{-\rho t} \sin \frac{2 \pi t}{T}$$

gdzie

$$\rho = \frac{A}{2 J}; \; T = \frac{2 \pi}{\sqrt{B/J - \rho^2}} \quad . \; (2)$$

Stateczność dynamiczna będzie tem większą, im większe jest ρ i mniejsze *T*, gdyż wtedy oscylacje są prędzej tłumione. Z równania (2) otrzymujemy:

$$\frac{B}{J} = \frac{4 \pi^2}{T^2} + \rho^2 = \chi \quad . \; . \; . \quad (3)$$

Lewa strona jest tem większa, im *T* jest mniejsze i ρ większe, a więc wyrażenie $\dfrac{B}{J} = \chi$ może posłużyć jako miara stateczności dynamicznej [2]).

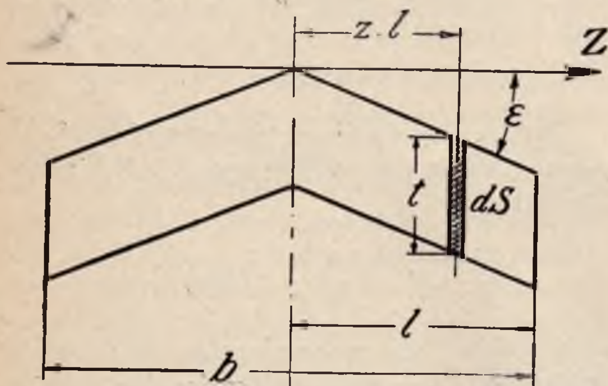
Słusznem jest rozważając równowagę samoskrzydłowca brać pod uwagę stateczność złożoną, określoną przez χ, aby nie wnioskować błędnie przy porównaniu z samolotem klasycznym. Należy zwrócić uwagę na to, że w równaniu (3) nie jest ujęty wpływ momentu tłumiącego (*A*), przez co porównanie będzie w pewnej mierze nieścisłe ze względu na różnice, mogące zachodzić w wielkości tego momentu.

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 3.

[2]) Patrz wykaz źródeł Nr. 4.

Najważniejsze bezsprzecznie jest wyznaczenie stateczności właściwej.

Dla analizy tego problemu obierzemy skrzydło strzałowe pokazane na rys. 18, scharakteryzowane wielkościami



Rys. 18. Oznaczenia na skrzydle o stałej cięciwie.

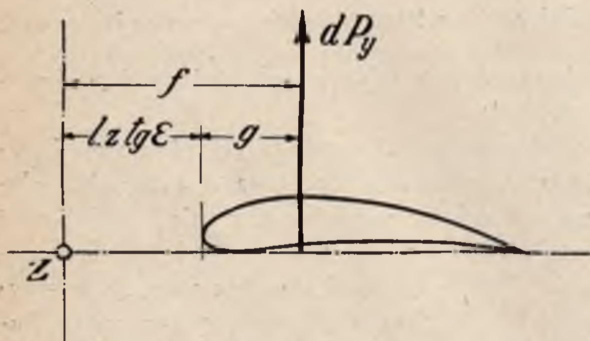
ε — kąt strzały,
b — rozpiętość,
t — cięciwa, którą narazie uważamy za stałą wzdłuż rozpiętości.

Przez dziób skrzydła kładziemy poprzecznie oś z, której podziałka jest taka, że jedności odpowiada połowa rozpiętości $l = \frac{b}{2}$

Moment elementu powierzchni $dS = tldz$, położonego w odległości zl od płaszczyzny symetrji jest

$$d\, M_z = d\, S.\, q.\, C_{nz}.\, f$$

gdzie f jest odległością środka parcia od osi z. (rys. 19).



Rys. 19. Przekrój skrzydła w miejscu zl.

Przy małych kątach natarcia możemy przyjąć:

$$C_{nz} \cong C_{yz}\ .$$

Moment elementarny $d\, M_z$ możemy też wyrazić jako

$$d\, M_z = d\, S.\, q.\, t.\, C_{mz}$$

Z porównania wynika

$$C_{mz} = \frac{C_{yz}.\, f}{t} \quad . \; . \; . \; . \quad (4)$$

Określamy wielkość f: (ryc. 17).

$$f = l.\, z\ tg\, \varepsilon + g$$

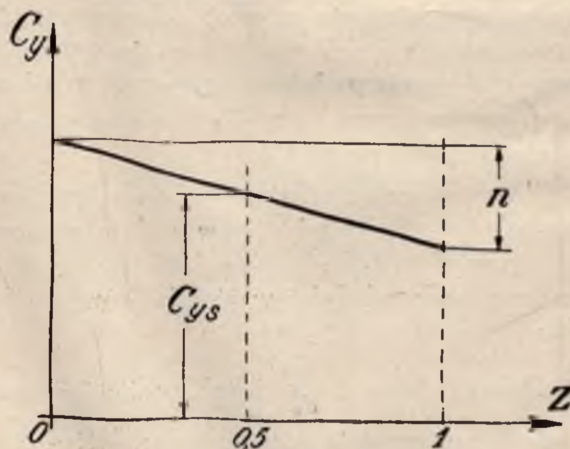
Z równania $d\, P_y\, .\, g = d\, S.\, q.\, t.\, C_{mpz}$ wynika:

$$g = \frac{C_{mpz}\, .\, t}{C_{yz}}$$

gdzie C_{mpz} jest spółczynnikiem momentu profilu w przekroju zl, względem przodu profilu. Podstawiając do równania (4) otrzymujemy:

$$C_{mz} = \frac{C_{yz}.\, l.\, z.\, tg\, \varepsilon}{t} + C_{mpz} \quad . \; . \quad (5)$$

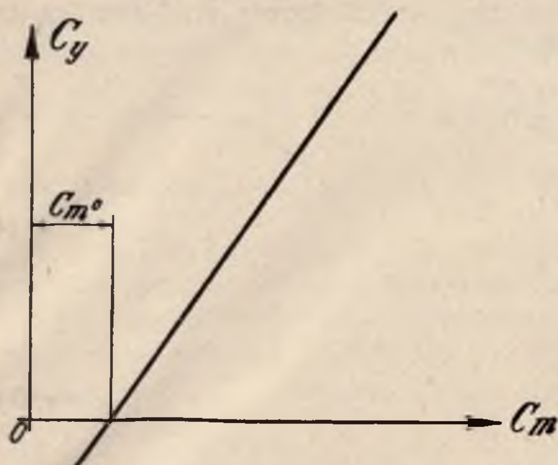
Mamy tu do czynienia z wielkościami C_{yz} i C_{mpz}, których zmienność wzdłuż rozpiętości należy jeszcze określić. Niechaj zależność $C_{yz} = f\ z)$ będzie taka, że spadek nośności na długości skrzydła wynosi n, przyczem jest linjowy. Jeśli średni spółczynnik nośności skrzydła nazwiemy C_{ys} znajdujemy (rys. 20):



Rys. 20. Rozkład nośności wzdłuż rozpiętości.

$$C_{yz} = -\, n\, z + C_{ys} + \frac{n}{2} \quad . \quad (6)$$

Spółczynnik momentu profilu zależy linjowo od spółczynnika nośności, mianowicie jest (rys. 21):



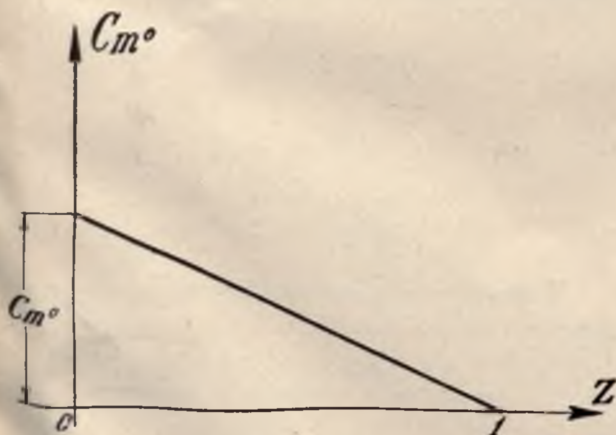
Rys. 21. Zależność $C_m = f\ C_y)$

$$C_{mpz} = k_1 \,.\, C_{yz} + C_{moz} \quad . \; . \; . \quad (7)$$

gdzie k_1 jest w przybliżeniu stałą dla wszystkich profilów i równą:

$$k_1 \cong 0{,}25 \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (8)$$

Lecz wielkość C_{moz} jest również zmienną wzdłuż skrzydła, a to ze względu na zamierzoną zmienność profilu dla uzyskania spadku nośności. Załóżmy, że w płaszczyźnie symetrji skrzydła będziemy mieli profil z pewną znaną wielkością równą C_{mo}, zaś zmienność profilu uczynimy taką, aby C_{moz} malało linjowo ku krańcom aż do zera (rs. 22) (czyli zakładamy



Rys. 22. Zmienność C_{mo} wzdłuż rozpiętości.

$$C_{moz} = -\, C_{mo} \,.\, z + C_{mo} \quad . \; . \; . (9)$$

Podstawiając (6), (7), (8), (9) do równania (5) otrzymujemy:

$$C_{mz} = \frac{\left(C_{ys} - n\,z + \frac{n}{2}\right) l.z.tg\,\varepsilon}{t} + k_1\left(C_{ys} - n\,z + \frac{n}{2}\right) + C_{mo} - C_{mo} \,.\, z \quad (10)$$

Spółczynnik określony równaniem (10) odnosi się do elementu skrzydła w odległości lz od płaszczyzny symetrji. Aby otrzymać spółczynnik momentu całego skrzydła trzeba wyznaczyć całkę owego wyrażenia, wziętą wzdłuż z w granicach od 0 do 1, mianowicie:

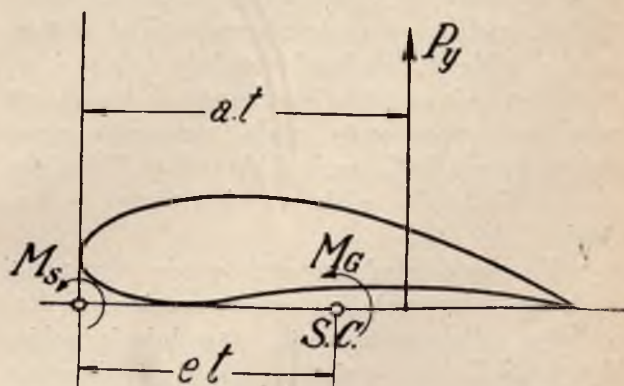
$$C_{ms} = \int_0^1 C_{mz}\, d\,z \quad . \; . \quad (11)$$

Po przeprowadzeniu rachunku i uproszczeniu otrzymujemy:

$$C_{ms} = C_{ys}\left(\frac{l\ tg\ \varepsilon}{2\,t} + k_1\right) - \left(\frac{n.\,l.\,tg\ \varepsilon}{12\,t} - \frac{C_{mo}}{2}\right) \quad (12)$$

Wzór tak otrzymany [1]) nadaje się już do przeprowadzenia dyskusji nad warunkami równowagi statycznej. Mianowicie moment całego skrzydła względem osi z jest (rys. 23):

$$M = a.\,t.\,P_y = C_{ms} \,.\, S.\, q.\, t \quad . \quad (13)$$



Rys. 23. Umieszczenie środka ciężkości.

przy $o < a < 1$
z równania (13) otrzymujemy:

$$a = \frac{C_{ms}}{C_{ys}} = \frac{b\ tg\ \varepsilon}{4\,t} + k_1 - \frac{\dfrac{b.\,n.\,tg\ \varepsilon}{24\,t} - \dfrac{C_{mo}}{2}}{C_{ys}} \quad (14)$$

---

1) Idea obliczeń pochodzi od Inż. Lippisch'a (p. wykaz źródeł Nr. 1).

Jeśli ma istnieć stateczność, to przy rosnącem C_{ys} musi wzrastać a (ramię siły) względnie conajmniej pozostawać niezmienne (równowaga obojętna); jako warunek stateczności otrzymujemy więc przy $\frac{b}{t} = \lambda$

$$\frac{\lambda\, n\, tg\, \varepsilon}{12} \geqq C_{mo} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (15)$$

Jak widać, można równowagę osiągnąć w rozmaity sposób: 1) wystarczy uczynić $C_{mo} = O$, aby nawet przy $tg\, \varepsilon = O$ (skrzydło prostokątne) była zachowana równowaga obojętna. 2) Przy $C_{mo} > O$ żaden z czynników lewej strony nierówności nie może być równy O. Musimy więc skrzydłu nadać zarówno położenie strzałowe, jak i spadek nośności ($n > o$). 3) Polepsza równowagę wydłużenie skrzydła; przy dobrem wydłużeniu można zbudować stateczne skrzydło przy mniejszym spadku nośności, co jest bardzo ważne dla samolotów, w których chcemy osiągnąć znaczną doskonałość aerodynamiczną. 4) Przy $C_{mo} < O$ istnieje stateczność bez względu na wartości n i $tg\, \varepsilon$, byleby nie przyjęły wartości ujemnych.

Co do sposobu 1), to inż. Lippisch robił próby z modelem o skrzydle prostokątnym i ze stałym profilem symetrycznym wzdłuż rozpiętości [1]. Model ten latał zupełnie dobrze i zachowywał równowagę lotu nawet w burzliwem powietrzu; równowagę stałą osiągnięto przez umieszczenie S. C. poniżej skrzydła. Układ ten okazał się bardzo czuły na niewłaściwe wyważenie.

Drugim warunkiem zachowania równowagi statycznej jest należyte umieszczenie S. C. samolotu. Dla uproszczenia zagadnienia załóżmy, że S. C. leży w cięciwie profilu środkowego w odległości $e \cdot t$ od dziobu skrzydła (rys. 23) ($o < e < 1$). Wtedy:

$$M_O = P_y\,(a - e)\,t = C_{mO} \cdot S \cdot q \cdot t$$

stąd przy pomocy równania (14) otrzymujemy.

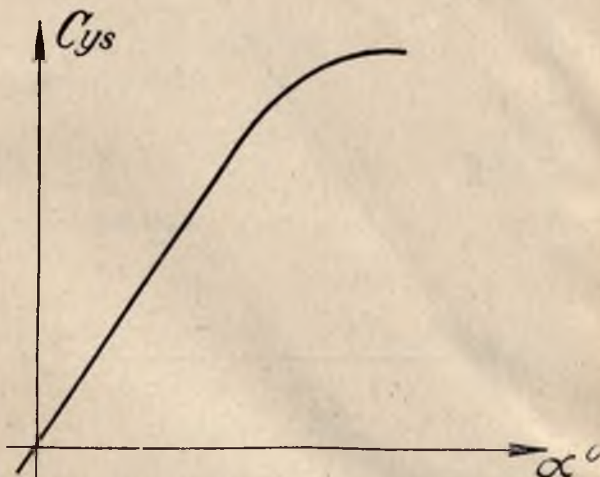
$$C_{mO} = C_{ms} - e\,C_{ys}$$

czyli:

$$C_{mO} = C_{ys}\left(\frac{\lambda\, tg\, \varepsilon}{4} + k_1 - e\right) - \left(\frac{n\, \lambda\, tg\, \varepsilon}{24} - \frac{C_{mo}}{2}\right) \quad (16)$$

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 1.

W granicy prostolinjowego przebiegu $C_y = f(\alpha)$ jest (rys. 24):



Rys. 24. Zależność $C_{ys} = f(\alpha)$

$$C_{ys} = k_2 \cdot \alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (17)$$

gdzie $k_2 = \frac{d\, C_{ys}}{d\, \alpha}$, zaś α jest kątem nośności, liczonym od kąta odpowiadającego $C_{ys} = o$. Po podstawieniu do równania (15) i zróżniczkowaniu względem α otrzymujemy współczynnik stateczności właściwej:

$$\mu = k_2 \left(\frac{\lambda\, tg\, \varepsilon}{4} + k_1 - e\right) \quad . \quad . \quad (18)$$

Drugim warunkiem stateczności samolotu jest $\mu \geqq O$ a więc

$$\frac{\lambda\, tg\, \varepsilon}{4} + k_1 \geqq e \quad . \quad . \quad . \quad (19)$$

lub z uwagi na to, że $k_1 = 0{,}25$

$$\frac{\lambda\, tg\, \varepsilon + 1}{4} \geqq e \quad . \quad . \quad . \quad (20)$$

W powyższej nierówności zawiera się ograniczenie tylnego położenia S. C. samolotu, który może być tem dalej w tył posunięty, im większe jest wydłużenie skrzydła i kąt strzałowy. Jest to wynik ważny ze względu na rozłożenie mas w samolocie, które jest konstrukcyjnie tem łatwiejsze w samoskrzydłowcu im dalej ku tyłowi może być przesunięty S. C.

Jako warunek dla wielkości stateczności właściwej μ postawimy postulat, aby stateczności dynamiczne danego samoskrzydłowca

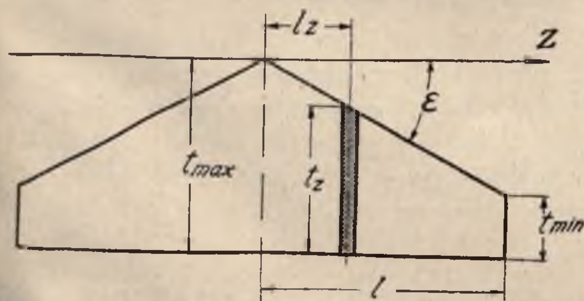
i analogicznego samolotu klasycznego były równe, czyli $\chi_s = \chi_{kl}$; w związku z równaniem (3) otrzymujemy: $\frac{B_s}{J_s} = \frac{B_{kl}}{J_{kl}}$ czyli (z uwagi na proporcjonalność B i μ) $\mu_s = \mu_{kl} \frac{J_s}{J_{kl}}$

Przeprowadziłem przybliżony rachunek momentów bezwładności dla samolotów turystycznych: samoskrzydłowego i klasycznego o analogicznych ciężarach użytkowych i cechach lotu. Okazało się $J_s \cong 40\ kgms^2$; $J_{kl} \cong 120\ kgms^2$ (od 100 do 160 kgms²).

Byłoby więc $\mu_s = \frac{1}{3} \mu_{kl}$. Przyjmując $\mu_{kl} = 0{,}004$ [1], otrzymamy jako pożądany stopień stateczności właściwej, zapewniający odpowiednią stateczność dynamiczną samoskrzydłowca turystycznego $\mu_s \cong 0{,}0013$.

Rozważania stateczności były tu przeprowadzone dla skrzydła o stałej cięciwie, ze względu na wielką prostotę otrzymanych wzorów. Wypadek ten jednak jest raczej teoretyczny, gdyż ze względów konstrukcyjnych i aerodynamicznych konstruktor będzie skłonny zastosować skrzydło o cięciwie malejącej wzdłuż rozpiętości. Wyrażenie na C_{ms}, komplikuje się wtedy odpowiednio przez wprowadzenie w równanie (10) wielkości $t_z = f(z)$ zamiast t. Tak np. dla skrzydła użytego przez inż. Lippisch'a (rys. 25) możemy wyrazić zmienność cięciwy wzdłuż rozpiętości przez:

$$t_z = t_{max} - (t_{max} - t_{min})\, z \quad . \quad (21)$$



Rys. 25. Skrzydło o zmiennej cięciwie (oznaczenia).

[1] Patrz wykaz źródeł Nr. 3, str. 34; według Haus'a jest dla samolotów pościgowych $\mu = 0{,}001$, dla komunikacyjnych dużych $\mu = 0{,}008$; dla samolotu turystycznego słuszną będzie wartość pośrednia $\mu = 0{,}004$.

Gdy wprowadzimy tę wartość w równanie (10) na miejsce stałej cięciwy t i oznaczymy

$$\frac{t_{max}}{t_{min}} = \psi,$$

otrzymamy na C_{mz} wyrażenie:

$$C_{mz} = \frac{\left(C_{ys} - n z + \frac{n}{2}\right) z}{\frac{\psi}{\psi - 1} - z} + k_1 \left(C_{ys} + \frac{n}{2} - n z\right) + C_{mo}(1 - z) \quad . \; . \; . \; . \; . \; 22$$

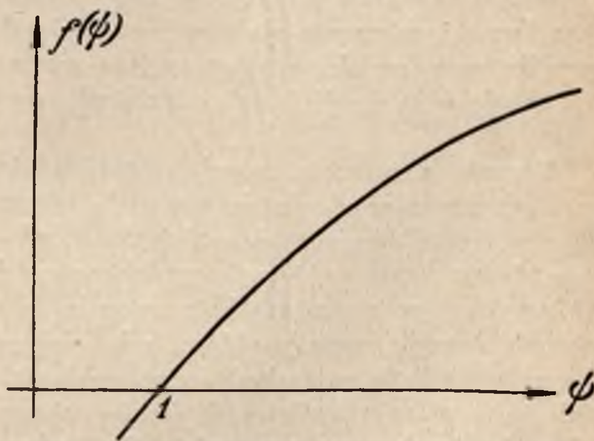
C_{ms} otrzymamy jak uprzednio, przez scałkowanie prawej strony równania (21) wzdłuż z w granicach od $z = 0$ do $z = 1$. W wyniku tego rachunku otrzymujemy:

$$C_{ms} = C_{ys} \left(k_1 + \frac{\psi}{\psi - 1} \ln \psi - 1\right) - \left[\frac{n \psi}{\psi - 1} \left(\frac{\psi}{\psi - 1} \ln \psi - 1 - \tfrac{1}{2} \ln \psi\right) - \frac{C_{mo}}{2}\right] \quad . \; 23$$

Warunkiem stateczności skrzydła jest tutaj:

$$\frac{n \psi}{\psi - 1} \left(\frac{\psi}{\psi - 1} \ln \psi - 1 - \tfrac{1}{2} \ln \psi\right) > \frac{C_{mo}}{2} \quad . \; 24$$

Dyskusja tego warunku jest utrudniona przez skomplikowany kształt $f(\psi)$. Po bliższem zbadaniu tej funkcji (rys. 26) okazuje się



Rys. 26. Kształt funkcji $f(\psi)$ z wyrażenia (24).

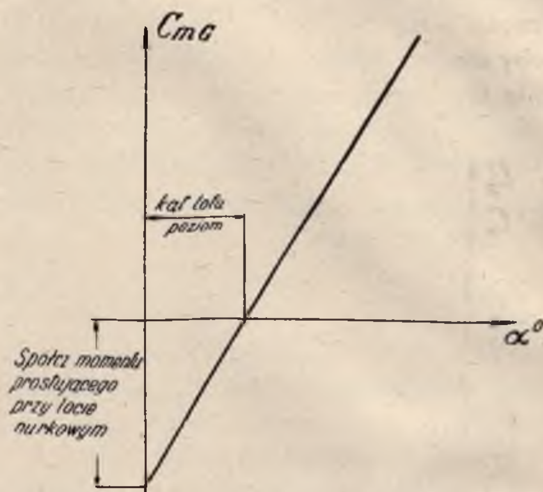
jednak, że pochodna jej jest stale dodatnia w obszarze, który nas obchodzi, a więc przy rosnącem ψ rośnie $f(\psi)$ a więc i stateczność. Dla $\psi = 1$, a więc skrzydła prostokątnego $f(\psi) = 0$, czyli wynik zgodny z otrzymanym poprzednio dla skrzydła strzałowego o stałej cię-

ciwie. Również spadek nośności (n) wpływa na stateczność tak jak w tamtym wypadku.

Dla $\psi < 1$ jest $f(\psi) < 0$, a więc równowaga możliwa tylko przy $n < 0$, to zn. przy wzroście nośności ku krańcom. Ten ciekawy wypadek statecznego skrzydła o cięciwie i nośności rosnącej ku krańcom nie ma praktycznego znaczenia: aerodynamicznie skrzydło byłoby niedoskonałe (przez wzrost oporu indukowanego), stateczność kierunkowa byłaby niezwykle trudną do uzyskania, rozwiązanie zaś konstrukcyjne dźwigarów skrzydłowych paradoksalne w stosunku do występujących obciążeń.

Przez powiększanie ψ możnaby uzyskać dowolnie wielką stateczność skrzydła. Dla skrzydła trójkątnego $(t_{min} = 0)$ wartość $f(\psi)$ byłaby teoretycznie nieskończenie wielka. Wypadek ten jednak nie może być odźwierciedlony w praktyce, gdyż spadek nośności wzdłuż krańców zaostrzonego skrzydła jest całkiem odmienny od założonego w obliczeniach. Wszystkie powyższe rozważania o stateczności samoskrzydłowca opierają się na uproszczonych założeniach i z rozmysłu pominięto w nich różne komplikujące problem wpływy: uwzględnienie momentów pochodzących od oporu czołowego, ciągu śmigła, sił powietrznych tłumiących oscylacje, rozpatrzenie wpływu obniżenia S. C. i rozkładu nośności, zmienionego przez strzałową formę i usterzenie pionowe na krańcach skrzydła wykraczałoby poza ramy tego referatu i mogłoby stanowić temat oddzielnej rozprawy.

Kwestja stateczności samolotu, trudna do teoretycznego ujęcia całości, sprawiała nieraz w samoskrzydłowcach niespodzianki. Zwłaszcza dawne typy, w których spadek nośności był uzyskany przez zmianę kąta natarcia podobnych geometrycznie profilów, były niebezpieczne przy locie na małych kątach nośności. Stało to w związku z silnem skręcaniem skrzydeł na krańcach przez przesunięte ku tyłowi cięciwy siły powietrzne. W połączeniu z niedostateczną sztywnością skrzydła było to zjawisko niebezpieczne, gdyż powstawał moment przeciwdziałający wyprowadzeniu z nurkowania i paraliżujący działanie sterów wysokości (lotek) [1]. Zastosowanie w nowych konstrukcjach samoskrzydłowych profilów o stałym środku parcia na krańcach skrzydeł usuwa w zupełności tę wadę. Wykres momentu skrzydła strzałowego z symetrycznym profilem na krańcach przedstawia rys. 27 (kąt α liczony



Rys. 27. Moment stateczności skrzydła strzałowego.

od nośności $C_{ys} = 0$). Zależność $C_{mG} = f(\alpha)$ jest linjowa; przy locie na kątach małych zjawiają się znaczne momenty prostujące.

Pterodaktyl Hill'a jest tak stateczny, że przy skompensowaniu siły na drążku sterowym zapomocą sprężyny można lecieć na dowolnym kącie z puszczonym sterem. Pilot Nehring podaje [1], że stateczność podłużna „Storch'a" była zadowalająca, jeśli lotki nie były w działaniu. Przy uruchomieniu ich (np. w wirażu) powstawał moment zmieniający kąt lotu, o czem będzie jeszcze mowa przy sterowności.

Problem stateczności poprzecznej (około osi podłużnej) przedstawia się w samolocie samoskrzydłowym analogicznie jak w klasycznym, więc pominięto go w tej pracy. Stateczność kierunkowa zostanie omówiona pokrótce w związku ze sterownością.

III. SWOISTE CECHY AERODYNAMICZNE SAMOSKRZYDŁOWCA.

Środkowa część skrzydła statecznego posiada w locie normalnym większą nośność jednost-

---

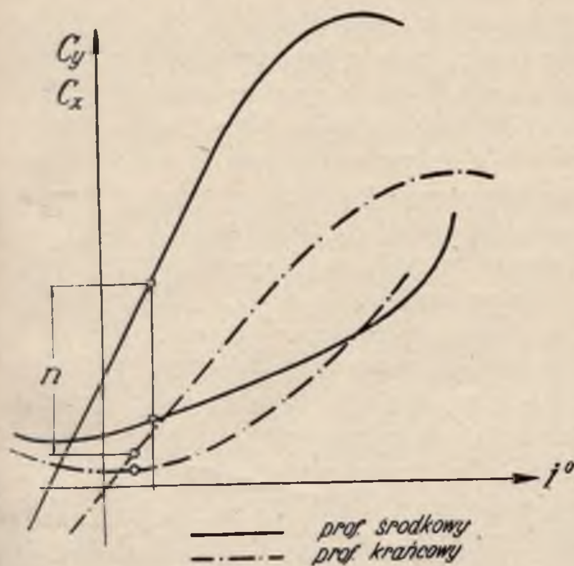
[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 13.

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 7.

kową niż w analogicznem skrzydle samolotu klasycznego. Jest to widoczne z równania (6):

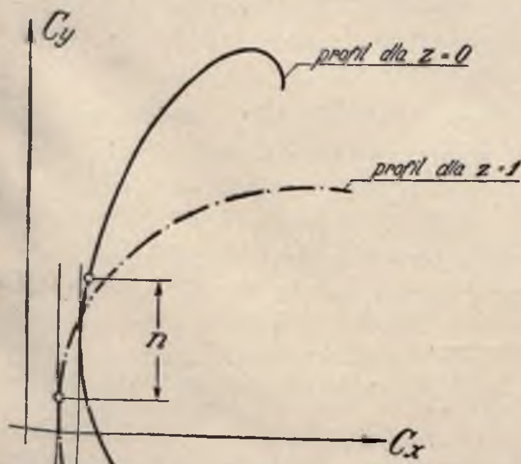
$$C_{yz} = C_{ys} + \frac{n - 2nz}{2}$$

gdyż dla $z < 0,5$ jest $C_{yz} > C_{ys}$. Dlatego opór tej części skrzydła będzie większy niż odpowiadałoby dla mniejszej nośności, przy tym samym profilu (rys. 28). Jeśli jednak lot normalny od-



Rys. 28. Wykresy nośności i oporu profilów: środkowego i skrajnego.

bywa się przy niskich wartościach C_{ys} (np. samoloty szybkie i o małem obciążeniu powierzchni), to możliwy jest wypadek, że wszystkie części skrzydła będą pracować w pobliżu pionowego odcinka biegunowej danego profilu (rys. 29), zwłaszcza, jeżeli dla ustatecznienia



Rys. 29. Biegunowe profilów: środkowego i skrajnego.

nie będzie potrzebny duży spadek nośności. Wtedy opór skrzydła nie będzie większy niż skrzydła prostokątnego o stałym profilu owszem spadek nośności ku krańcom spowoduje zmniejszenie oporu indukowanego skrzydła. Pozatem zewnętrzne części skrzydła mają profile zbliżające się do symetrycznego i pracują na małych kątach nośności, kiedy ich C_x jest mniejsze niż prostokątnego skrzydła o stałym profilu i kącie natarcia. Stąd wniosek, że dla dobrze zaprojektowanego skrzydła statecznego C_y/C_x w locie normalnym może być większe niż dla analogicznego skrzydła klasycznego.

Ujemną stroną samoskrzydłowca (bez urządzeń szczelinowych lub pokrewnych) będzie tylko niższe $C_{ys\ max}$. Wynika to stąd, że środkowa część skrzydła jedynie pracuje przy swem $C_{y\ max}$, zewnętrzne zaś poniżej swych maxima, które i tak nie są wysokie — ze względu na profile zbliżone do symetrycznego.

Jeśli teraz rozpatrzymy pozostałe części samoskrzydłowca, to przekonamy się, że jego opory szkodliwe są mniejsze niż odpowiedniego typu klasycznego. Opór gondoli dobrze oprofilowanej i zbliżonej do ciała kroplowego jest mniejszy niż długiego kadłuba. Eiffel podaje dla kadłuba $k=0,0125$, dla gondoli $k=0,010$ [1], a więc:

$$\frac{k_{gond}}{k_{kadł}} = 0,8.$$

Prócz tego w samoskrzydłowcu odpada całkowicie opór usterzenia poziomego i związanych z nim podpór.

Opór usterzenia pionowego i to zdwojonego — pozostaje, powierzchnie jednak w sumie mogą nie być większe niż w typie klasycznym (jak to dalej zobaczymy), to też opór ich nie będzie większy.

W sumie więc uzyskamy dla samoskrzydłowca większą doskonałość niż dla analogicznego typu klasycznego. Jest to pierwsza z wielu — i to kardynalna zaleta omawianego układu. Pomiar w tunelu dokonany dla modelu „Storch'a" wykazał bez gondoli $\left(\frac{C_{ys}}{C_{xs}}\right)_{max} \cong 21$;

[1] $k = \frac{R}{SV^2}$

po uwzględnieniu oporu gondoli odnośna wartość doskonałości była 18,5 [1]).

Kiedy kpt. Hill projektował swego pierwszego pterodaktyla, jego ideą było stworzenie doskonale sterownego samolotu, jak wspomniałem w części historycznej. Rozchodziło się przy tem w pierwszym rzędzie o sterowność około osi poprzecznej, jako najważniejszą przy locie na dużych kątach.

Hill dopiął celu przez wysunięcie lotek (controllers) poza krańce właściwego skrzydła i ustawienie ich w locie normalnym na zero stopni kąta nośności.

Przy każdym innym kącie lotu moment prostujący musiał być przez controllers'y sprowadzony do zera, a więc przy dużych kątach i przesuniętym ku tyłowi środku parcia były odpowiednio wychylane ku dołowi, odwrotnie przy małych kątach lotu. Sterowność samolotu bliskiego „przeciągnięcia" była tylko dlatego mniejsza, iż szybkość lotu malała. Zjawisko odwrotnego działania lotki nie mogło wcale nastąpić. Mimo tego doskonałego efektu, w nowszych konstrukcjach nie używa się controllers'ów, ponieważ ich bezwładność okazała się niemiłą w pilotażu (pilot odczuwał ją tak, jakby w końcu drążka sterowego była skupiona masa ~ 34 kg.). Na to składały się różne przyczyny: 1) wielka powierzchnia controllers'ów, 2) ciężary ołowiane, umieszczone w nich dla zrównoważenia statycznego, 3) zmienna przekładnia mechanizmu sterowego (wspomniana w I części). Coprawda możnaby zbudować controllers'y bez wymienionych wad, okazują się one jednak niepotrzebne, jeśli chodzi o dobrą sterowność, gdyż lotki normalne samoskrzydłowca wystarczają do tego celu. Inaczej się rzecz przedstawia, jeżeli chodzi o lot sterowny przy kątach powyżej krytycznego kąta natarcia profilu krańcowego. Jak dalej zobaczymy, lotki pracują zawsze w opływie nieoderwanym, zachowują więc skuteczność i przy względnie dużych kątach lotu; w tym wypadku może tylko istnieć ewentualność wywołania oderwania strug po stronie lotki opuszczonej. Możnaby jednak temu zapobiec przez zastosowanie lotki szczelinowej, która, jak wskazują badania doświadczalne (Inst. Aerodynamiczny w Warszawie, Nr. dośw. 583 i 587) przesuwa o kilka stopni kąt oderwania, dając prócz tego większe bezwzględne maximum przyrostu nośności.

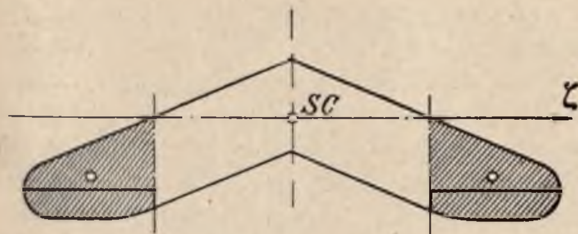
Przyrost nośności po stronie opuszczonej lotki może się okazać większy niż ubytek po stronie lotki uniesionej [1]). Wtedy oprócz momentu, obracającego samolot naokoło osi podłużnej, powstaje moment około osi poprzecznej, wywołujący zmianę kąta lotu. Takie zjawisko, jak wspomniałem, zauważono przy oblatywaniu Storch'a; przeciwdziałać temu można przez odpowiednio dobraną różnicowość napędu lotek. Różnicowy napęd usunie również w znacznej mierze niekorzystny (lecz i w typie klasycznym występujący) fakt przeciwnego zwrotu samolotu przy wprowadzaniu w wiraż. Wydatnie działające stery kierunkowe samoskrzydłowca powstrzymują zresztą w zarodku zaczynający się obrót, który może się zdarzać tylko przy średnich i dużych kątach lotu. Przy małych kątach, a więc w locie poziomym z normalną szybkością krańce skrzydeł pracują na tak małych kątach natarcia, że różnica spółczynników oporu przy lotkach wychylonych będzie znikoma.

Sterowność około osi poprzecznej może być w samoskrzydłowcu uzyskana albo zapomocą lotek tych samych, które są używane do obrotu około osi podłużnej, albo zapomocą specjalnych organów sterowych, działających jako ster wysokości. Pierwszy sposób jest używany przy skrzydle strzałowym (z tylną krawędzią skośną względem płaszczyzny symetrji), drugi sposób może być zastosowany przy skrzydle z tylną krawędzią prostopadłą do linji lotu (Lippisch typ 1930).

Sposób działania lotek krańcowych, użytych do sterowania wysokości jest oczywisty: unosząc obie lotki zmniejszamy nośność odnośnych odcinków skrzydła (rys. 30), położonych w tyle w stosunku do osi ζ. Powstaje przez to moment ujemny około tej osi, wychylający sa-

[1]) p. wykaz źródeł Nr. 8.

[1]) Na to wskazują doświadczenia getyngeńskie (I. Lief. prof. Nr. 400, 393, 394, 395), przeprowadzone z profilem cienkim, wklęsłym przy głębokości lotki = t/3. Dla profilu grubego z lotką szczelinową nie spostrzegamy tego (Inst. Aer. Dośw. Nr. 584—88).



Rys. 30. Działanie latek w skrzydle strzałowem.

molot w stronę większych kątów lotu. Równowaga nastąpi, gdy zgodnie z równaniem (16):

$$C_{ys}'\left(\frac{\lambda tg\varepsilon}{4}+k_1-e\right) \text{ zrówna się z } \left(\frac{n'\lambda tg\varepsilon}{24}-\frac{C_{mo}}{2}\right)$$

gdzie C_{ys}' oznacza nową nośność średnią samolotu, zaś n' zwiększony przez wychylenie lotek spadek nośności. Zjawisko odwrotne zachodzi przy opuszczeniu obu lotek równocześnie.

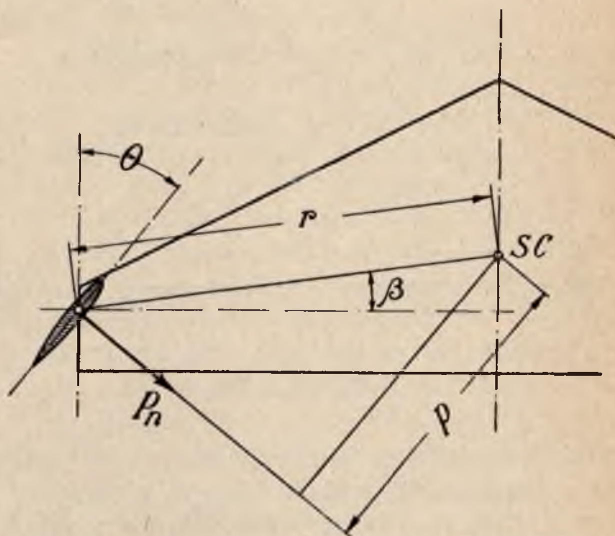
W skrzydle typu Lippisch'a, przy użyciu lotek środkowej części skrzydła jako steru wysokości działanie ich jest odmienne i polega na zmianie C_{mo}, a więc środka parcia na odnośnym odcinku skrzydła. Wychylenie lotek ku górze zmniejsza C_{mo}, [1]), co, jak widać z równania (22) daje analogiczny efekt, jak zwiększenie spadku nośności. Zaznaczyć należy, że równocześnie występuje zmiana n, przeciwdziałająca skuteczności steru, jednak wobec dużej cięciwy skrzydła w środkowej części, przeważny wpływ na znak momentu M_G posiada przesunięcie siły powietrznej. Ustalenie równowagi zachodzi znowu na nowym kącie lotu przy zmienionych parametrach. Zainstalowanie steru wysokości na środkowej części skrzydła ma wielką zaletę, jeśli chodzi o wyzyskanie sztywności najgrubszego w tem miejscu skrzydła. Daje to najlepsze warunki konstrukcyjne dla opanowania zmienionych wskutek wychylenia steru sił powietrznych bez wprowadzania w resztę skrzydła naprężeń skręcających. Odkształcenie skrzydła w locie nurkowym pozostaje w tym wypadku bez wpływu na skuteczność steru wysokości.

Sterowność kierunkową uzyskujemy w samoskrzydłowcu najdogodniej umieszczając stery kierunkowe na krańcach skrzydła (rys. 31).

[1]) Odnośne dane doświadczalne znajdujemy w dośw. Nr. 584—588 Inst. Aer. Warsz.

Biorąc pod uwagę tylko składową siły powietrznej prostopadłą do cięciwy profilu steru (P_n) mamy: $M_y = P_n . p$ Kładąc $M = C_{my} . r . S_s . q$, gdzie r jest odległością osi obrotu steru od $S. C.$, zaś S_s powierzchnią jednego steru kierunkowego, oraz biorąc pod uwagę, że $p = r . \sin(\Theta + \beta)$ zaś $P_n = C_n . S_s\, q$, otrzymujemy:

$$C_{my} = C_n . \sin(\Theta + \beta) \quad . \; . \; . \; (25)$$



Rys. 31. Oznaczenia dla sterowości kierunkowej.

C_n jest funkcją Θ. Jeżeli na ster kierunkowy obierzemy cienki symetryczny profil, to $\frac{dc_n}{d\Theta}$ jest stale dodatnie w granicach $O < \Theta < \frac{\pi}{2}$ [1]) a więc i

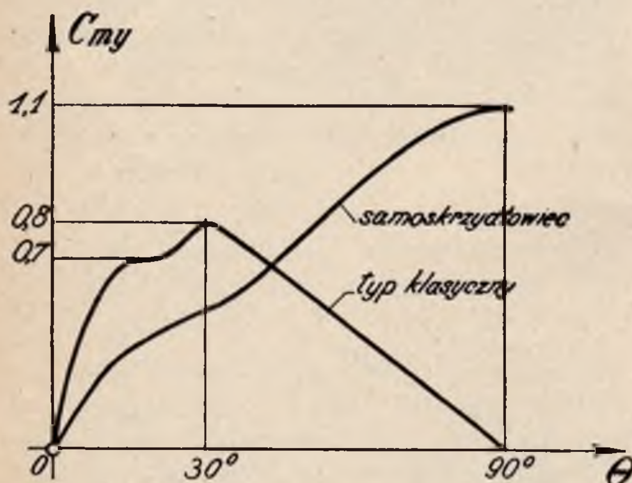
$$\frac{dc_{my}}{d\Theta} = \frac{dc_n}{d\Theta} . \sin(\Theta + \beta) + C_n \cos(\Theta + \beta) > 0$$

Ster kierunkowy samoskrzydłowca działa więc coraz energiczniej im więcej go wychylamy, aż do wartości kąta $\Theta = \frac{\pi}{2} - \beta$, czyli niemal do 90°, ze względu na małą wartość β.

Jest to drugą cenną zaletą układu samoskrzydłowego. W typie klasycznym, przy umieszczeniu steru kierunkowego w płaszczyźnie symetrji samolotu mamy nałożoną granicę skutecznych wychyleń przez oderwanie występujące na nim przy kątach Θ około 20°. Wprawdzie

[1]) p. wykaz źródeł Nr. 12.

moment sterowy w typie klasycznym[1]) wzrasta jeszcze nieco po oderwaniu (np. przy użyciu profilu G 537 aż do ~ 30°), lecz krzywa $C_{mykl} = C_n \cos \Theta$ (przedstawiona na rys. 32) po-



Rys. 32. Krzywe momentów steru kierunkowego o profilu G 537.

siada tam wyraźne maximum, którego konstruktor będzie unikać, zadowalając się niższą wartością spółczynnika momentu (na przykładzie rys. 32 $C_m = 0.7$). Zakładając dla porównania obu typów równość ramion siły powietrznej (r) i te same szybkości lotu (a więc *q)* otrzymamy jako stosunek powierzchni sterów kierunkowych:

$$\frac{S_s}{S_{kl}} = \frac{(C_{mkl})_{max}}{(C_{ms})_{max}}$$

W przykładzie z rys. 32 jest $\frac{S_s}{S_{kl}} = 0,636$. Jednak w typie klasycznym ramię *r* jest przeważnie mniejsze od połowy rozpiętości, jak również trzeba się liczyć z pracą steru kierunkowego w cieniu aerodynamicznym kadłuba i jego instalacyj, więc stosunek zmieni się jeszcze na korzyść samoskrzydłowca. Wadą opierzenia skrzydłowego czyli umieszczonego na krańcach skrzydła, jest usunięcie go z pod strumienia śmigłowego. Do kierowania maszyną podczas toczenia, nie nadaje się takie opierzenie wcale.

[1]) Moment steru kierunkowego typu klasycznego jest (biorąc pod uwagę tylko siłę prostopadłą do cięciwy):

$$M_y = S_{kl} \cdot q \cdot r \cdot c_n \cdot \cos \Theta$$

Zato występuje ważna zaleta (trzecia), polegająca na niezależnem uruchomieniu sterów kierunku, dzięki czemu mogą być użyte do hamowania powietrznego. Weźmy pod uwagę, że dwa stery, mające razem 1m² powierzchni, przy szybkości 150 km/g, wychylone do $\Theta = 90°$ dają siłę ok. 190 kg. W samolocie Hill'a (Pterodaktyl I.) hamowanie zwiększało opór całości dwukrotnie, dzięki czemu trajektorja stawała się 2 razy bardziej stromą—przy tej samej szybkości lotu. Umieszczenie sterów w stosunku do skrzydła byłoby najlepsze takie, żeby środek parcia steru leżał w płaszczyźnie poziomej przechodzącej przez *S. C.* Wtedy bowiem przy wychylaniu steru nie powstaje moment około osi poprzecznej, a więc zmieniający kąt lotu. W samolocie „Storch" stery ustawiono nad skrzydłem (dla uchronienia przed uszkodzeniami mechanicznemi), co powodowało przy wychylonym sterze wyskok maszyny.

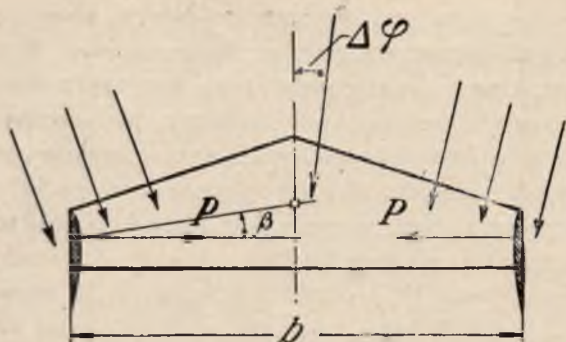
W Pterodaktylu znowu, w którym stery były umieszczone pod skrzydłem, charakterystycznym był pilotaż w głębokich wirażach: im bardziej nachylony wiraż był wykonywany, tem większe odpowiadało mu wychylenie steru kierunkowego (a więc przeciwnie niż w typie klasycznym, w którym ostremu zawrotowi odpowiada cofnięcie wychylonego steru kierunkowego).

Co do stateczności kierunkowej, to mamy do dyspozycji dwa środki, aby na nią wpływać: 1) odpowiednie ustawienie osterzenia pionowego, 2) V — poprzeczne skrzydła. Drugi sposób w połączeniu z formą strzałową łatwo może wywołać[1]) nadmierną stateczność kierunku, objawiającą się w trudności wykonywania wirażów.

Pierwszy sposób, uzasadniony przez Lippisch'a[2]) — (rys. 33) polega na ustawieniu osterzeń pionowych (o odpowiednim profilu niesymetrycznym) w ten sposób, aby uzyskać dwie siły równe (P) i odwrotnie skierowane w locie niezakłóconym. Wywołanie tych sił wspomaga istnienie na krańcach skrzydeł skośnego wzgl. płaszczyzny symetrji opływu, wywołanego przez wiry krańcowe. Na stronie ssącej skrzydła strugi są skierowane ku płaszczyźnie sy-

[1]) Np. u „Storch'a" z r. 1927. Patrz wykaz źródeł Nr. 7.

[2]) Patrz wykaz źródeł Nr. 9.



Rys. 33. Stateczność kierunkowa wg. Lippisch'a.

metrji, na stronie cisnącej odwrotnie. Zależnie od umieszczenia osterzenia w stosunku do skrzydła wykorzystuje się jedną lub drugą część zjawiska. Na szkicu (rys. 33) założono osterzenie znajdujące się nad skrzydłem. Przy obrocie samolotu około osi pionowej o kąt nieznaczny w lewo, uzyskamy na prawem osterzeniu wzrost kąta natarcia, a więc siła wzrośnie do wartości $P + \Delta P$; odwrotnie na lewem osterzeniu siła zmaleje do wartości $P - \Delta P$. Powstanie więc moment prostujący

$$M_y = \frac{b tg \beta}{2} \cdot 2 \Delta P,$$

który sprowadzi samolot do poprzedniego kierunku.

Stateczności kierunkowej przeciwdziała moment pochodzący od gondoli nadmuchiwanej skośnie. Okazało się to u „Storch'a" z r. 1927 [1]), przy lotach w burzliwem powietrzu. Przeciw temu zaradzono przez zbliżenie przekroju gondoli do kształtu owalnego i skrócenie części znajdującej się przed *S. C.* Zresztą wspomniana niestateczność kierunku była niewielka i dała się z łatwością tłumić przez reagowanie sterem kierunkowym.

W ewolucjach powietrznych skuteczniejszym okazuje się w samoskrzydłowcach dotychczas wykonanych ster kierunkowy od lotek. U Soldenhoff'a naprzykład są lotki, jako takie, zupełnie skasowane. „Storch" IV z roku 1929 wykonywał głębokie wiraże wyłącznie sterem kierunkowym. Na tym samolocie próbował pilot Grönhoff ślizgów

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 7 i 8.

bocznych [1]), które udawały się bez zarzutu. Wyprowadzenie ze ślizgu następowało przez cofnięcie przeciwnego steru kierunkowego. Mała boczna powierzchnia gondoli pozwalała na szybsze rozwinięcie się ślizgu niż w samolocie klasycznym. Na samolocie Lippisch'a z roku 1931 wykonywano też loopingi [2]), które w samoskrzydłowcu powinny udawać się z łatwością, biorąc pod uwagę doskonałe własności lotu na dużych kątach.

Przeciwnie beczki normalne (szybkie) będą prawdopodobnie trudne do wykonania ze względu na wybitny brak skłonności do autorotacji prawidłowego skrzydła statecznego. Badania W. Schmidt'a [3]) wykazały bowiem, że skrzydło, posiadające na krańcach profil symetryczny i cienki posiada znikomą skłonność do autorotacji, dzięki stałemu wzrostowi siły powietrznej, prostopadłej do cięciwy wraz z rosnącym kątem natarcia takiego profilu. Z tego też powodu obrót około osi ξ sztucznie wywołany w „przeciągniętym" samolocie zostanie zahamowany przez przeciwny moment sił powietrznych. Oczywiście, można zbudować taką maszynę, którąby wykonywała wszystkie ewolucje, związane z autorotacją, ale nie będzie ona wtedy tak bezpieczną, jak normalny samoskrzydłowiec.

W tem bezpieczeństwie samoskrzydłowca, które polega na zabezpieczeniu go przed złymi skutkami utraty szybkości, leży czwarta wielka jego zaleta.

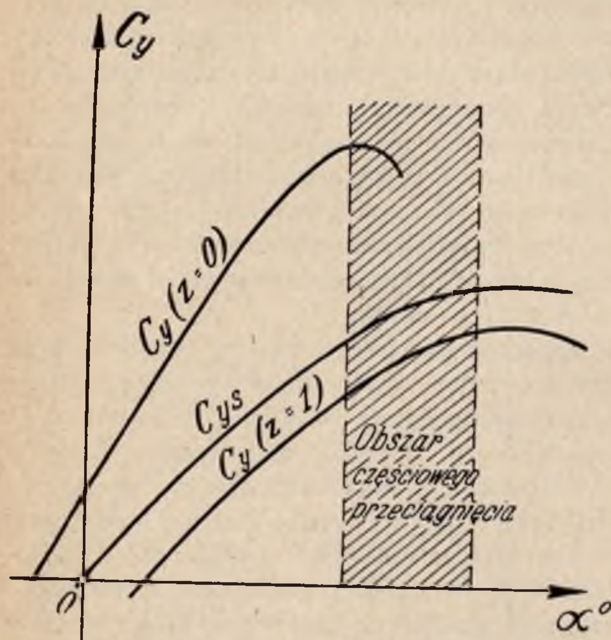
Charakterystyka lotu na wielkich kątach zależy wybitnie od doboru profilów wzdłuż rozpiętości. Obierając na środkowy przekrój skrzydła profil o wielkiej nośności, zato dość ostrem załamaniu krzywej $C_y = f(\alpha)$, zaś na krańcach stosując profile o krzywej łagodnie i poziomo przebiegającej w górnym odcinku (rys. 34) uzyskujemy pożądaną własność nieprzciągalności samoskrzydłowca [4]). Stan lotu „przeciągniętego" nie następuje dla niego nigdy równocześnie na całem skrzydle, lecz w miarę

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 13.

[2]) Patrz wykaz źródeł Nr. 14.

[3]) Patrz wykaz źródeł Nr. 12.

[4]) Omówione własności „nieprzeciągalności" można uzyskać również w typie klasycznym, kształtując skrzydło analogicznie, jak tu wskazano.



Rys. 34. Dobór profilów ze względu na nieprzeciętność.

wzrostu kąta lotu rozpoczyna się w środkowym przekroju i rozszerza stopniowo ku krańcom.

Utrata szybkości przy drążku sterowym neutralnym wyraża się zwiększeniem kąta lotu aż do punktu, w którym środkowa część skrzydła staje się „przeciągniętą". Wtedy oczywiście dziób samolotu automatycznie pochyla się wdół i powraca normalny stan lotu.

Jeżeli utrata szybkości nastąpi z powodu manewru pilota i samolot wychyli się powyżej kąta największej nośności z drążkiem sterowym utrzymywanym w przyciągniętem położeniu, to jak wykazały loty [1]) Pterodaktyla i Storch'a maszyna nie wykazuje żadnej tendencji ani do ślizgu bocznego ani do znurkowania. Pterodaktyl leci wtedy statecznie z kadłubem mało odchylonym od poziomu, lecz po torze odpowiednio stromo opadającym (rys. 35) stosownie do zmniejszonej siły nośnej, z lotkami wychylonemi, jak wskazuje szkic. Storch zaś, nie posiadający controllers'ów poza właściwem skrzydłem po wyskoku opuszcza dziób póki nie osiągnie kąta odpowiadającego wartości C_{ys} z wychylonym sterem i leci nadal na tym kącie.

Piątą zaletą samoskrzydłowca jest łatwość zastosowania śmigła cisnącego. Praca takiego śmigła jest wydajniejsza niż ciągnącego dzięki swobodnemu odpływowi powietrza oraz częściowej pracy w cieniu aerodynamicznym skrzydła, a więc w dopływie o zmniejszonej szybkości względnej [1]). Inne względy nie aerodynamicznej natury przemawiają też za takiem ustawieniem śmigła. Świetne wyniki pod względem szybkości obu silnikowych samoskrzydłowców Lippisch'a, mianowicie:

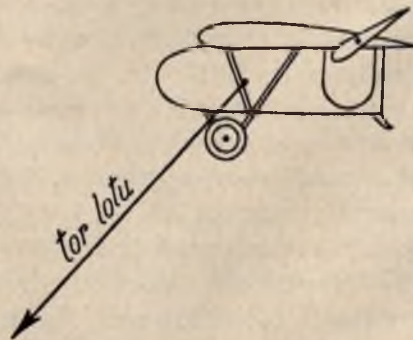
„Storch IV" — moc 9 KM; p_n = 30 kg/KM, v_{max} = 120 km/g.

„Lippisch T. 1931" — moc 30 KM; p = 17,3 kg/KM, v_{max} = 155 km/g.,

otrzymane w dodatku na samolotach o małych obciążeniach powierzchni wskazują, że η śmigła jest u nich wyższe ponad wartości przeciętne.

Przy starcie samoskrzydłowca wchodzi w grę początkowa nieskuteczność steru kierunku, przez co utrzymanie prostej linji startu musi być powierzone sterowaniu podwoziem. Prócz tego trzeba opanować moment wywracający silnika, o czem będzie później mowa. Pozatem proces startu odbywa się zupełnie jak dla typu klasycznego. Zaznaczyć tylko należy, że samoskrzydłowiec daje możność przedwczesnego oderwania maszyny z większem bezpieczeństwem, niż typ klasyczny, dzięki omówionej względnej „nieprzeciągalności".

Cechy lotu samoskrzydłowca otwierają możliwości wykonywania stromych lądowań, które nieraz dla pilota stanowią jedyną możliwość ocalenia maszyny (np. przymusowe lądowanie na małem lądowisku ze złemi podejściami). Strome lądowanie można wykonać albo przy kątach lotu poniżej krytycznego lecz z powiększonym oporem samolotu, albo przy kątach ponadkrytycznych, jeśli istnieje sposób wypro-



Rys. 35. Schematyczne przedstawienie „przeciągniętego" lotu Pterodaktyla.

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 2 i 13.

[1]) Patrz wykaz źródeł Nr. 16.

wadzenia samolotu z pozycji „przepadania" w stosownej chwili i samolot ma w tej pozycji zabezpieczoną sterowność około osi podłużnej [1]).

Samoskrzydłowce z niezależnymi sterami kierunkowymi, lecz ze sterami wysokości ukształtowanymi jako lotki krańcowe, nadają się tylko do pierwszego sposobu stromego lądowania, ponieważ nie mogą pozostawać w „przeciągniętym" stanie lotu. Zato samoloty z organami sterowymi w rodzaju controllers'ów Hill'a nadają się doskonale do drugiego względnie do kombinacji obu sposobów. Pierwszy Pterodaktyl był wszakże sterowny aż do 45° kąta lotu, jak wspomniano w pierwszej części referatu. W możliwościach samoskrzydłowca leży rywalizowanie z autożyrem w stromości kąta opadania. Dlatego przypuszczam, że w przyszłych konstrukcjach powrócą jeszcze — może w zmienionej formie stery Hill'a, których opływ jest w przybliżeniu niezależny od opływu właściwego skrzydła.

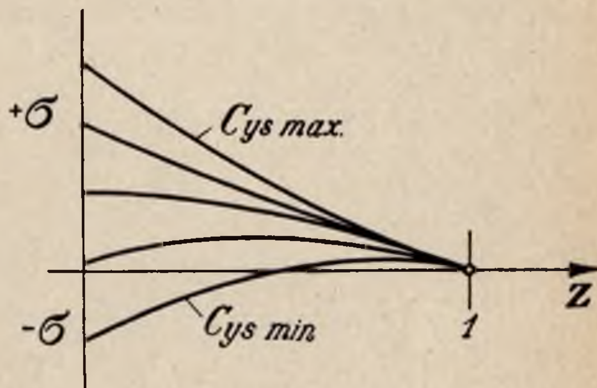
IV. SWOISTE PROBLEMY KONSTRUKCYJNE.

Układ samoskrzydłowy narzuca już przez swą odrębność aerodynamiczną pewne rozwiązania, jako najlepiej nadające się. Np. skrzydło ze względu na dostatecznie długie ramię steru kierunkowego i doskonałość aerodynamiczną przy wymaganej stateczności właściwej powinno posiadać jak największą rozpiętość. Odrzucimy więc rozwiązanie dwupłatowe jako mniej właściwe pod wszystkimi wymienionymi względami [2]). Jedynie tylko z punktu widzenia łatwiejszego nadania sztywności na skręcanie i ułatwionej regulacji miałaby wyższość komora dwupłatowa.

Co do skręcania, to oczywiście musi ono istnieć w statecznem skrzydle (o ile nie stosujemy skrzydła prostokątnego o stałym, symetrycznym profilu).

Naprężenia skręcające możemy jednak zredukować także w strzałowem skrzydle ze spadkiem nośności przez odpowiedni dobór profilów wzdłuż rozpiętości.

Stosowanie na krańcach profilu symetrycznego jest równie korzystne pod względem aerodynamicznym jak i konstrukcyjnym, a to dzięki małej wędrówce środka parcia. Przy należytem rozmieszczeniu dźwigarów skrzydłowych przyrost naprężeń skręcających wzdłuż rozpiętości jest bardzo powolny (rys. 36), (funkcja 3-go rzędu miary rozpiętości), jak wykazały odnośne badania Lippisch'a [1]).



Rys. 36. Krzywe naprężeń skręcających wzdłuż rozpiętości.

Sądzę, że konstrukcja wielodźwigarowa ze sztywnem pokryciem nadawałaby się doskonale dla samoskrzydłowców.

Od pewnej wielkości począwszy budowa metalowa będzie miała przewagę nad drewnianą. Ta ostatnia, aczkolwiek w małych samolotach, np. turystycznych ma zalety większej lekkości, przedstawia dla naszego celu jedną wadę zależną zresztą w dużym stopniu od wykonania: mianowicie materjał pokrycia — sklejka, jeśli jest nie najlepszego gatunku (brzozowa, wyborowa) i niedostatecznie izolowana od wpływu wilgoci, może zdeformować profil; zaś nigdzie jak w samoskrzydłowym samolocie nie jest ważniejszem dokładne utrzymanie założonego w obliczeniach profilu.

Regulacja, która w wolnonośnem skrzydle statecznem może się odbywać tylko przez zmianę profilu i przenoszenie *S. C.*, może być praktycznie przeprowadzona przez stosowne wykonanie lotek, np. podział ich równolegle do rozpiętości na dwie części: regulacyjną i stero-

---

1) Co do drugiego sposobu, zostały przeprowadzone badania W. Schmidt'a (patrz wykaz źródeł Nr. 12).

2) Badania getyngeńskie (patrz wykaz źródeł Nr. 15) wykazały mniejszą stateczność dwupłata samoskrzydłowego w porównaniu z analogicznym jednopłatem.

1) Patrz wykaz źródeł Nr. 1.

wą. W razie stosowania sterów pozaskrzydłowych (Hill'a) sprawa regulacji jest uproszczona. Przenoszenie *S. C.*, zależnie od wyników oblatywania może być przewidziane przez okucia mocujące skrzydła, zaopatrzone w szereg otworów na sworznie.

Przy rozwiązaniu z usztywnieniem zewnętrznem skrzydła, regulacja jest ułatwiona. W niektórych rodzajach samoskrzydłowca ta konstrukcja będzie miała nad wolnonośną przewagę w ogólnym bilansie samolotu, analogicznie jak w typie klasycznym. Jest np. prawie nieunikniona przy skrzydle strzałowem o stałej cięciwie.

Zato konstrukcja wolnonośna nadaje się wybitnie do skrzydeł ze zmienną cięciwą, ponieważ w miejscach największych obciążeń mamy do dyspozycji największe momenty bezwładności pracującego przekroju skrzydła.

Zespół napędowy umieszczony ze względów aerodynamicznych w tyle samolotu ma dwie ujemne strony: 1) w razie zderzenia samolotu z przeszkodą naraża dodatkowo załogę na przygniecenie silnikiem. Środek zaradczy możnaby znaleźć w takiem ułożeniu i obliczeniu podstawy silnika, aby zerwaniu podlegały określone elementy i aby silnik podtrzymywany przez resztę podpór musiał się wybudować mijając załogę. 2) Chłodzenie silnika — jeśli jest powietrzne wymaga specjalnej uwagi ze strony konstruktora, ze względu na cień gondoli, w którym się silnik znajduje. W „STORCH'U IV" były z chłodzeniem znaczne trudności. W najnowszych samoskrzydłowcach opanowano już chłodzenie przez stosowanie dysz powietrznych i omaskowań, doprowadzających do cylindrów i karteru strumień chłodzący. W samolocie Lippisch'a cylindry poziome (silnik „Cherub") wystają poza boki gondoli i są dostatecznie opływane.

Poza aerodynamicznemi względami przemawia za umieszczeniem silnika w tyle: 1) ułatwione rozmieszczenie mas w gondoli, 2) polepszona widoczność z miejsca pilota, 3) uniknięcie w kabinie woni spalin i przyciszenie odgłosu silnika i śmigła. Dwa ostatnie punkty tłumaczą się same; do 1-go należy dodać, że nabiera on znaczenia w samolocie turystycznym, gdzie silnik może być przeciwważony przez pilota, umieszczonego w przodzie gondoli. Poza tem obowiązuje zasada jak najkrótszego przodu gondoli ze względu na stateczność kierunku, więc masa najwięcej skupiona jaką jest silnik musi być umieszczona w takiej odległości od *S. C.*, aby pilota można wysunąć w pobliże przodu skrzydła dla uzyskania widoczności ku dołowi.

Na pionie *S. C.* umieścimy obciążenia zmienne, a więc paliwo (ewent. w skrzydle), pasażera i bagaż.

Kwestja zastosowania górno czy dolnopłatu zależy od wielu czynników. Praktyka wykazała, że jeden i drugi typ ma doskonałe cechy lotu (Westland - Hill, Lippisch) pod względem stateczności. Średniopłat, za jaki trzeba uważać samolot Lippisch'a z r. 1931 nadaje się może najlepiej dla samoskrzydłowców, w których pragniemy pozbyć się nawet oporu gondoli, kryjąc ją częściowo w skrzydle. Przy rosnących wymiarach statku coraz większa część ładunku będzie mogła być pomieszczona w grubości skrzydła i w ten sposób dochodzimy do idei samoskrzydłowca par excellence, do ideału Junkers'a Nur-Flügel-Flugzeug.

Przy większych wymiarach samolotu będzie też łatwiej skonstruować podwozie wciągane.

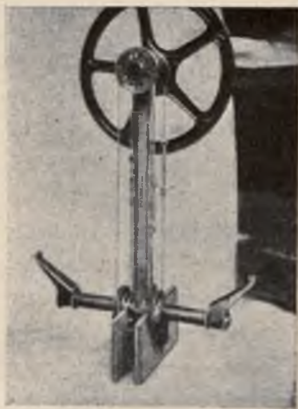
Doprawdy — jeżeli mogę uczynić krótką dygresję — aż dziwnem się wydaje, że tak mało dotychczas prób czyniono, aby się pozbyć tego organu, potrzebnego tylko do rozpoczęcia i ukończenia lotu, a w czasie jego trwania dającego tylko znaczne — bo aż do 30 proc. — zwiększenie oporu samolotu.

Przypuszczam, że winne są temu nie tyle trudności mechanicznego rozwiązania, ile konstrukcje górnopłatowe i dwupłatowe, stanowiące jeszcze przeważną część wszystkich nowych samolotów. Zapewne rozwój samoskrzydłowców, w których przeważać będą skrzydła grube u nasady i położone nisko, posunie naprzód zaniedbany problem wciąganego podwozia.

Sterownica typu samoskrzydłowego różni się w dwu punktach od klasycznego: 1) pedały steru kierunkowego są niezależne od siebie. Prawy uruchamia tylko prawy ster, lewy — tylko lewy. Naciskając oba pedały uzyskuje się hamowanie powietrzne. Można też zastoso-

wać normalny orczyk, zaś do hamowania przeznaczyć specjalną dźwignię, jak to zrobił Hill w swym Pterodaktylu.

Druga różnica jest w przekładni różnicowej drążka sterowego, potrzebnej wtedy, gdy te same organa sterowe chcemy wykorzystać jako lotki i stery wysokości. Rys. 37 ukazuje ste-



Rys. 37. Sterownica „Storch'a".

rownicę „Storch'a" z r. 1927, z kołem sterowem i prostym dyferencjałem linkowym. Równie proste urządzenie może być, gdy się stosuje drążek sterowy i zespół dyferencjałowy 3 kół zębatych. (Taką była np. sterownica Peyret'a w szybowcu tandemowym). Przy rozdzielonych lotkach i sterze wysokości sterownica może być zupełnie klasyczna.

Rozbieżność kierunków w rozwiązaniu podwozia samoskrzydłowców współczesnych, tłumaczy się krótkością kadłuba (gondoli) w tym typie, jak również odmiennym problemem sterowania w czasie startu.

Hill stosuje dwa koła za sobą — z nich przednie sterowne. Lippisch — trzy koła w trójkąt ustawione, z nich przednie sterowne. Koło sterowne w obu samolotach jest odciążone, gdy samolot stoi na ziemi.

Z chwilą gdy silnik zacznie pracować, powstaje moment obracający samolot dziobem ku dołowi i koło sterowne jest dociskane do gruntu, co umożliwia sterowanie kierunku. Podparcie tyłu samolotu u Lippisch'a oddano małej płozie na końcu gondoli; Hill stosuje parę płóz pod skrzydłami, co nie należy uważać za korzystne ze względu na dodatkowy opór i narażanie skrzydeł na wstrząśnienia przy lądowaniu. Zato ustawienie kół za sobą nasuwa dobre możliwości oprofilowania we wspólnym owiewku, czego Hill nie omieszkał dobrze wykorzystać.

Podwozie klasyczne z dwoma kołami, wysuniętemi przed pion *S. C.* i podporą w tyle jest niedogodne w samoskrzydłowcu ze względu na omówioną właściwość przy starcie. Trzebaby w tym wypadku robić sterownemi oba koła, co komplikuje mechanizm. Powierzenie sterowania przy starcie hamulcom kół biegowych, należy odrzucić, jako zbyt ryzykowne.

V. MOŻLIWOŚCI ZASTOSOWANIA SAMOSKRZYDŁOWCA W LOTNICTWIE CYWILNEM I WOJSKOWEM

Właściwości aerodynamiczne i konstrukcyjne samoskrzydłowej maszyny, otwierają przed nią rozmaite dziedziny zastosowania.

Do wszystkich niemal celów nadaje się, w niektórych swemi możliwościami wybija się nad typ klasyczny.

Tak np., samoskrzydłowiec turystyczny. Bo czegóż żąda przeciętny pilot turystyczny, nie będący ani asem lotnictwa wojennego, ani wilkiem powietrznym z komunikacji?

Potrzeba mu przedewszystkiem samolotu 1) bezpiecznego w locie, 2) z dobrą widocznością i reakcją sterów, 3) mogącego lądować w bardzo ograniczonej przestrzeni, 4) o szybkości dostatecznie wielkiej, aby przeciwny wiatr przeciętny (około 10 m/s.) nie uniemożliwiał podróży, 5) ekonomicznego w eksploatacji, 6) mającego wygodne pomieszczenie dla załogi i bagażu. Samoskrzydłowiec może dać to wszystko, bez uciekania się do specjalnych urządzeń, jakich wymagałby typ klasyczny, żeby np. pogodzić z sobą punkty 1) (bezpieczeństwo), 3) (lądowanie strome), 4) (szybkość podróży wysoka) i 5) (małe zużycie paliwa).

Ad 1) — bezpieczeństwo w locie samoskrzydłowca polega na względnej nieprzeciągalności, o której była mowa w trzeciej części referatu. Błąd pilotażu nie grozi tu ślizgiem bocznym i korkociągiem, jak w klasycznym samolocie (przeciętnym).

Ad 2) — widoczność z miejsca pilota jest lepsza, niż w jakimkolwiek klasycznym samolocie turystycznym, o ile ów nie jest wyjątkiem

w tej dziedzinie (np. 2-silnikowy Monospar). Stery, któreby działały przy krytycznych kątach lotu — normalne dla samoskrzydłowca, dają się w klasycznym typie osiągnąć tylko zapomocą specjalnych urządzeń (slot-cum-aileron-cum-interceptor) i to tylko częściowo, gdyż nieunikniony jest cień aerodynamiczny, w którym pracuje osterzenie ogonowe.

Ad 3) — Strome lądowanie udawało się samolotom klasycznym z konkursu Guggenheim'a (Curtiss — „Tanager", H. Page — „Gugnunc"), tylko dzięki specjalnym urządzeniom. Turystyczne samoloty klasyczne normalnie z „przepadania" nie mogą lądować, podczas, gdy dla samoskrzydłowca leży to w granicach normalnego pilotażu, nie wymagającego szczególnego wyczucia ze strony pilota.

Ad 4) — osiągnięcie dostatecznej szybkości podróży daje się w samoskrzydłowcu osiągnąć kosztem mniejszej mocy, ze względu na większą doskonałość aerodynamiczną. Temsamem zmniejszają się koszty eksploatacji (p. 5).

Ad 6) — Kabina samoskrzydłowca, czy to otwarta, czy zamknięta, jest wolna od woni spalin, prądu śmigłowego i jest względnie cicha. Co do wymiarów kabiny, czy też bagażników, nie stawia typ samoskrzydłowy zasadniczych ograniczeń.

Podnieść jeszcze można ułatwioną obsługę silnika, który przy samolocie, stojącym na ziemi znajduje się niżej, niż w linji lotu (odwrotnie, niż w typie klasycznym). Ujemną stroną samoskrzydłowca jest sprawa hangarowania, które wymaga pomieszczenia stosunkowo szerokiego, choć nie głębokiego. Składanie skrzydeł jest tu trudniejsze do rozwiązania, przez krótkość kadłuba (gondoli), choć wydaje się, że będzie można znaleźć wyjście, przez stosowne podpieranie krańców skrzydeł. W każdym razie łatwiej jest pomieścić w hangarze samoskrzydłowiec, niż jednopłat klasyczny z nieskładanemi skrzydłami.

Ujemną cechą niektórych, dotychczas skonstruowanych samoskrzydłowców, była ich wielka czułość na podmuchy wiatru. Ma to swą przyczynę w małej bezwładności około osi poprzecznej, oraz w małem, dotychczas stosowanem obciążeniu powierzchni. W ręku konstruktora leży jednak wyeliminowanie niemiłych dla pasażerów oscylacyj przez dobór stopnia stateczności [1]).

Szybowce samoskrzydłowe, jak wiemy z historji (cz. I), o wiele częściej budowano, niż płatowce silnikowe tego typu. Każdy z tych ostatnich przebył w swym rozwoju fazę bezsilnikową. Inż. Lippisch bardzo słusznie podkreśla [2]), iż o wiele bezpieczniej i bardziej celowo można przeprowadzić badania nowego typu samolotu, budując go najpierw w formie szybowca. Przypuszczam jednak, że nietylko w tej roli poczwarki będziemy widzieć w przyszłości samoskrzydłowe szybowce.

Doskonałość aerodynamiczna, jak widzieliśmy, nie jest w samoskrzydłowcach niższa, niż w typie klasycznym. Przy rosnącem wydłużeniu polepszają się warunki stateczności właściwej, więc można się zadowolić mniejszym spadkiem nośności i stosować na całem skrzydle profile o małej wędrówce środka parcia, aby sprowadzić do minimum skręcanie. Wtedy ciężar wysokiej klasy szybowca samoskrzydłowego nie będzie chyba większy, niż analogicznego szybowca klasycznego. Na korzyść szybowca samoskrzydłowego przemawia też jego względna łatwość lądowania na szczupłych terenach, ważna w lotach górskich.

Poza sferą turystyki powietrznej, najprędzej bodaj zaczną się próby wprowadzenia samoskrzydłowców do komunikacji lotniczej. Decydującym momentem jest tu oszczędność w zużyciu materjałów pędnych, którą można w tym typie osiągnąć. Zależnie od ładowności samolotu, można przewidzieć typy o jednej, dwu lub trzech gondolach z silnikami, umieszczonymi z tyłu; w typach wielogondolowych można będzie z łatwością urządzić pod każdą gondolą niezależną jednostkę podwoziową, wciąganą podczas lotu.

---

[1]) Samoskrzydłowiec współczesny jest jeszcze nawskroś maszyną eksperymentalną. Musi on przejść ewolucję analogiczną, jak płatowiec klasyczny, zanim stanie się równie pewnym sprzętem. Zbyt pohopne stawianie samoskrzydłowca w szranki konkurencji sportowej — podczas gdy jego eksploatacja winna się ograniczać do lotnisk instytutów badawczych — mści się w formie niepowodzeń. Dowodzą tego wypadki samoskrzydłowców niemieckich, które przygotowano w r. 1932 na Challenge samolotów turystycznych. (Przyp. autora, czerwiec 1933 r.).

[2]) Patrz wykaz źródeł Nr. 5.

Te trzy typy mogą przez czas dłuższy zadowolić wymagania eksploatacyjne co do pojemności. W dalszej dopiero perspektywie wyłania się możliwość tak wielkiego statku, któryby we wnętrzu grubego skrzydła pomieścił cały ładunek handlowy. W przejściu do tego typu zysk z eliminowania oporu gondol nie będzie już znaczny, natomiast wyrazi się konstrukcyjnie w stosunkowem zmniejszeniu ciężaru własnego.

W dziedzinie wodnopłatów można sobie wyobrazić zastosowanie samoskrzydłowca w konstrukcji pływakowej. Pozostaje tylko zbadać zachowanie się takiej maszyny podczas startu na falach: zachodzi mianowicie możliwość powstania niebezpiecznych oscylacyj około osi poprzecznej, w związku z małym momentem bezwładności.

W typie łodziowym konieczne wzniesienie osi śmigła ponad *S. C.* uniemożliwia — przynajmniej narazie — zastosowanie skrzydła statecznego przez brak organu, któryby wytworzył moment, przeciwny silnikowemu[1]); w typie klasycznym spełnia tę rolę usterzenie, nadmuchiwane przez silnik, ustawiony odpowiednio skośnie.

Z rozlicznych typów lotnictwa wojennego wysuwa się na pierwszy plan użycie samoskrzydłowca, jako samolotu *wywiadowczego*. W tym wypadku należałoby zrezygnować z umieszczenia silnika w tyle gondoli, natomiast umieścić tam obserwatora, który w ten sposób uzyska najlepsze warunki obserwowania i niezrównane pole obstrzału. Samoskrzydłowiec linjowy broniony od przodu przez k. m. pilota, z boków i przedewszystkiem z tyłu przez k. m. obserwatora, byłby naprawdę groźnym przeciwnikiem dla pościgowca.

Korzyść w konstrukcji *pościgowca* samoskrzydłowego, polegałaby znów na łatwości, z jaką daje się w tym typie wbudować potężny zespół napędowy. Wyobraźmy sobie gondolę, posiadającą z przodu i z tyłu silniki 500—600 KM, między nimi zaś pilota z k. m., względnie z bronią średniokalibrową. Taka maszyna, nawet, gdyby nie celowała w ewolucjach akrobatycznych, byłaby niezwyciężona (przynajmniej między współczesnymi przeciwnikami) ze względu na swą wzbijalność i szybkość.

W samoskrzydłowcu łącznikowym można by wykorzystać w pełni jego zdolność do lądowania w trudnym terenie. W tej jednak dziedzinie, groźnym konkurentem może się okazać autożyro w niedalekiej przyszłości.

Zato bombardujący samolot do dalekich raidów można z wielką korzyścią skonstruować w układzie samoskrzydłowym. Na pierwszym planie znajduje się tu powiększenie promienia działania przy tym samym ładunku niszczącym, dzięki większej szybkości, względnie mniejszemu zużyciu materjałów pędnych. W rozwiązaniu mógłby zbliżać się do omówionych przedtem samolotów komunikacyjnych z tem, że w wykonaniu 3-gondolowem, boczne byłyby silnikowe, środkowa zaś mieściłaby załogę i środki obrony we wszystkich kierunkach.

Starałem się w tym referacie przedstawić historję, zasady teoretyczne i możliwości rozwoju typu samoskrzydłowego.

Czułbym się szczęśliwy i aż nadto nagrodzony za swą skromną pracę, gdyby słowa, tu wypowiedziane, znalazły oddźwięk w podjęciu badań nad skrzydłami statecznemi przez nasze Instytuty Naukowe, oraz w twórczości naszych konstruktorów lotniczych.

[1]) Z tego też powodu trzeba przy projektowaniu samoskrzydłowca poprowadzić oś śmigła jak najbliżej S. C.

OZNACZENIA SYMBOLÓW

Symbol	Wymiar	Znaczenie
b	m	Rozpiętość skrzydła.
l	m	Długość samolotu.
h	m	Wysokość samolotu.
S	m^2	Powierzchnia skrzydła.
t	m	Cięciwa skrzydła.
t_{max}	m	Największa cięciwa skrzydła.
t_{min}	m	Najmniejsza cięciwa skrzydła.
N	KM	Moc silnika.
P_w	kg	Ciężar własny samolotu.
P_u	kg	„ użytkowy samolotu.
P_c	kg	„ całkowity w locie ($= P_w + P_u$).
p_s	kg/m^2	Obciążenie powierzchni.
p_n	kg/KM	„ mocy.

v_{max}	km/g	Największa szybkość samolotu w locie poziomym.
v_{min}	km/g	Najmniejsza szybkość samolotu w locie poziomym.
v_{ek}	km/g	Szybkość podróżna samolotu.
H	m	Pułap samolotu.
D	km	Zasiąg "
B	kg/g.	Zużycie paliwa na godzinę lotu.
$\xi, \eta, \zeta.$	—	Układ spółrzędnych związanych z samolotem i przechodzących przez *S. C.* (środek ciężkości).
C_{ys}	—	Średni spółczynnik nośności samolotu.
C_{mpz}	—	Spółczynnik momentu względem przodu profilu w przekroju skrzydła *z. l.*
ε	stop. kąt.	Kąt strzały mierzony między przednią krawędzią skrzydła i osią poprzeczną.
n	—	Spadek nośności wzdłuż rozpiętości (różnica C_y profilu środkowego i skrajnego).
ψ	—	t_{max}/t_{min} — Stosunek największej cięciwy do najmniejszej.
J	kgms²	Moment bezwładności względem osi poprzecznej, przechodzącej przez *S. C.*
λ	—	Wydłużenie skrzydła $\left(\frac{b^2}{S}\right)$.
S. C.	—	Środek ciężkości.

WYKAZ WAŻNIEJSZYCH ŹRÓDEŁ I MATERJAŁÓW.

1) A. Lippisch — Versuche mit neuartigen Flugzeugtypen. ZFM 1926, 24/549.

2) Cpt. Hill — odczyt o samoskrzydłowcach przed Royal Aer. Soc. (Journ. of the R. Ee. S. rocznik 1926, 22/IV).

3) G. A. Mokrzycki — Badanie stateczności samolotu etc. IBTL. 1931.

4) F. Burzio — Un metodo per la determinazione della stabilita etc. (Ingegneria — I. Ottobre 1922).

5) Lippisch — The Developement, Desing and Construction of Gliders etc. (Journ. of the R. Ae. S. 1931 July).

6) R. Fuchs, L. Hopf — Aerodynamik 1922.

7) Nehring — Flugerfahrungen mit dem Versuchssegelflugzeug „Storch" etc. (ZFM 1928, 1/12).

8) Lippisch — Versuche mit neuartigen Flugzeugtypen, ZFM 1928, 2/32.

9) Lippisch — Versuche mit neuartigen Flugzeugtypen, ZFM, 1928, 12/274.

10) Caracteristiche Aerodinamiche di Ali — Roma 1926.

11) R. de Gaston — Les Aéroplanes de 1911.

12) W. Schmidt — Beitrag zur Entwicklung eines autorotationsfreien etc. (ZFM. 1931, 18/549 i 19/569).

13) Lippisch — Versuche mit „schwanzlosen Flugzeugen". Flugsport 1929, 22/418.

14) E. Heinze — The New German „Tailless" — Flight — 1931, 41/1008.

15) Ergebnisse der Aer. Vers. Anst. Göttingen 2. Lieferung, 1923.

16) Ergebnisse der Aer. Vers. Anst. Göttingen 1. Lieferung, 1920.

Inż. Z. CYMA

O KONIECZNOŚCI WPROWADZENIA JEDNOLITEGO UKŁADU PASOWAŃ W KONSTRUKCJACH SAMOLOTÓW[1)]

Znaczenie pasowania w konstrukcjach lotniczych w budowie samolotów. Rozpatrzenie problemu pasowań w budowie samolotów z punktu widzenia konstrukcyjnego i wykonawczego.—Wprowadzenie w życie obranego układu pasowań i korzyści stąd wynikające.

Postępując coraz to dalej w rozwoju konstrukcji samolotów, po osiągnięciu stosunkowo już wysokiego poziomu w rozwiązaniu tego zagadnienia pod względem aerodynamicznym i wytrzymałościowym, w realizacji konstrukcji samolotów na warsztatach naszych fabryk, wiele jeszcze dziedzin wymaga unowocześnienia, a przez to usprawnienia możliwie największego, aby sprostać jak najlepiej tak stawianym obecnie wymaganiom, jak i wymaganiom, które w przyszłości mogą być postawione.

W takim wypadku na czoło zadań fabrykacji wysuwa się kwestja o zasadniczem znaczeniu, a mianowicie: *zamienność.*

Nie jest wykluczone, że poszczególne elementy, jak też i zespoły samolotów mogą być wykonywane w kilku fabrykach, a montowane w miarę potrzeby w specjalnych montowniach, których wydajność może być bardzo znaczna i będzie wtedy bez większych trudności osiągnięta, jeśli ściśle przestrzegać się będzie w wykonaniu elementów, czy też zespołów samolotu *zamienności*, opartej o starannie przemyślany i wprowadzony w życie jednolity układ pasowań.

Aby ten problem wielkiej wagi należycie rozwiązać, należy przedewszystkiem zacząć od fundamentu tego zagadnienia, t. j. od wprowadzenia jednolitego układu pasowań, dla wszystkich fabryk samolotów i innych z tymi ostatnimi w współpracy związanych wytwórni.

W chwili obecnej, każda fabryka samolotów ma inaczej uregulowaną tę sprawę i, jak dotychczas, nie może być mowy o tem, aby bez znacznych trudności montować np. elementami łączącymi, wykonanymi w jednej fabryce zespoły wykonane w innej fabryce. W dalszym ciągu tem nie mniej nie można pominąć tego faktu, że i same zespoły tego samego typu samolotu, a pochodzące z różnych fabryk, są niezupełnie zamienne.

W każdej dziedzinie fabrykacji samolotów inaczej uwypukla się ten wspólny problem. Postaram się poniżej oświetlić go z następujących punktów widzenia:

a) budowy prototypów,

b) budowy seryjnej samolotów i remontów,

c) pomocniczej produkcji lotniczej.

O ile w budowie prototypów ze względu na ograniczoną bardzo często ilość do jednego lub dwu sztuk samolotów, nie opłaca się kłaść wybitnie dużego nacisku na zamienność elementów, czy zespołów, o tyle elementy łączące i inne wymagające ze względu na swą pracę, odpowiedniego pasowania, muszą być wykonane w określonym i odpowiednio dobranym stopniu pasowania dla następujących powodów: prototyp po zakwalifikowaniu go po wstępnych oblataniach, jako odpowiadający zasadniczym wymaganiom stawianym mu, rozpoczyna dużą i stosunkowo długotrwałą serję lotów (dochodzącą do dziesiątek, a nawet setek godzin), celem ustalenia definitywnego jego użyteczności i właściwości pod każdym względem.

W związku z tem, okazują się konieczne wielokrotne poprawki i uzupełnienia, z których jedne dotyczą zmiany własności aerodynamicznych, wytrzymałości, wyekwipowania, rozmieszczenia i t. p., drugie i to dość częste: zmiany wyrobionych elementów, które po stosunkowo niedługim okresie czasu wykazują nieproporcjonalnie duże zużycie.

Poprawki i uzupełnienia tego drugiego typu zabierają dużo cennego czasu w ogólnym okresie prób samolotu, zupełnie zresztą niepotrzebnie. Niejednokrotnie uwagi pilotów oblatujących, wskazujące na niewłaściwe zachowanie się samolotu w locie, uderzenia w układzie sterowym, duże wibracje i t. p., a w związku z tem dezorjentowanie konstruktorów co do istotnej przyczyny spostrzeżonych błędów, mają swe źródło w nieodpowiednich luzach i to tem bardziej szkodliwych, im więcej dana część jest narażona na zmienne obciążenia i wibracje.

Powodów tego należy szukać w pierwszym rzędzie w braku wyznaczenia i stosowania odpowiednich pasowań dla danych połączeń.

Daleko poważniej przedstawia się ta sprawa w seryjnej budowie samolotów i seryjnym jakoteż indywidualnym remoncie.

Z chwilą, gdy ostatecznie wykończony i przyjęty prototyp przechodzi w serję, a potem w kolei rzeczy potrzebne są remonty, zamienność nabiera pierwszorzędnego znaczenia, oczywiście nieszablonowo traktowana, tylko stosowana tam, gdzie wymaga tego *istotna* potrzeba, uwarunkowana ilością budowanych w serji samolotów i opłacalnością tejże zamienności.

W szczupłych ramach tego artykułu, nie sposób zagłębiać się w ten duży problem, pragnę tylko, jak to na wstępie zaznaczyłem, szczegółowiej poruszyć fundament zamienności, t. j. *układ pasowań.*

[1)] Wygłoszone jako odczyt na zebraniu Z. P. I. L. w Warszawie w listopadzie 1931 r.

Jeśli serja budowanych samolotów ma tak pod względem fabrykacyjnym jak użytkowym a w końcu kalkulacyjnym dać oczekiwane rezultaty, to ustalony i stosowany układ pasowań usuwa znaczną część trudności, a przez to do pewnego stopnia i niepowodzeń.

Poza tem nie można pominąć i moralnego czynnika, jakim jest zaufanie klijenta do fabryki, której wyroby, nie mówiąc o zasadniczej ich jakości, w długotrwałym użytku wykazują stosunkowo minimalne zużycie.

Ze względu na to, że zużycie objawia się w pierwszym rzędzie w miejscach połączeń, im trzeba poświęcić największą w fabrykacji uwagę i w dalszej konsekwencji jak najstaranniej konstrukcyjnie je rozwiązać i wykonać, przez zastosowanie gruntownie przemyślanego układu pasowań.

Tylko tą drogą można dojść do pomyślnych rezultatów, z których dalsze korzyści okazują się wybitnie tak w użytkowaniu, jak i w remontach. Korzyści te są obustronne zarówno dla klijenta, jak i samej fabryki. Jeśli chodzi o klijenta, to małe remonty (zamiany uszkodzonych zespołów, czy elementów) będzie mógł ze znacznie zmniejszonym nakładem kosztów wykonywać prędzej i po remoncie znowu odpowiednio dłużej i pewniej użytkować, jak to ma miejsce obecnie.

Jeśli chodzi o fabrykę — większe remonty będą przedewszystkiem szybciej i taniej robione, nie mówiąc o tem, że jakość ich będzie znacznie wyższa.

W dalszym ciągu jednolity układ pasowań w budowie samolotów ma zasadnicze znaczenie w stosunku do pomocniczej produkcji lotniczej. Wszystkie fabryki śrub, ściągaczy i innych temu podobnych wyrobów, przedewszystkiem powinny mieć ustalony jednolity układ pasowań, aby te podstawowe elementy łączące mogły spełnić stawiane im przez zamienność wymagania. W tej dziedzinie pomocniczego przemysłu lotniczego panuje obecnie prawie że zupełna dowolność, dająca się napewno mocno we znaki wszystkim fabrykom samolotów.

Podobnie przedstawia się sprawa z wyrobami takiemi jak: wszelkie gatunki kurków, złączy, pośrednie mechanizmy napędowe, wszelkie urządzenia specjalne, obramowania instrumentów pokładowych i t. d., i t. d., gdzie np. otwory zamocowania, czy też cylindryczne części zamocowania, czy łączenia nieomal w każdym poszczególnym wyrobie tej samej fabryki, są inne.

To znowu pociąga za sobą dalsze, zupełnie niepotrzebne konsekwencje w montażu tychże części w samolocie, jak doprowadzanie niejednakowo wykonanych miejsc łączenia do jednakowych wymiarów w granicach tolerancji obranego pasowania.

Rozpatrując problem pasowań w budowie samolotów z punktu widzenia konstrukcyjnego i wykonawczego, wyłaniają się do zanalizowania trzy jego ogólne działy:

a) obranie układu pasowań,

b) wprowadzenie obranego układu pasowań w życie przez biuro konstrukcyjne na rys. warsztatowych,

c) wprowadzenie obranego układu pasowań w życie przez warsztaty wykonawcze.

Zdecydowanie się na wybór układu pasowań, t. j. przyjęcie w fabrykacji samolotów zasady stałego otworu, czy stałego wałka — wymaga bardzo gruntownego rozpatrzenia tego problemu z wielu stron, a przedewszystkiem ze względu na:

1) konstrukcję,
2) sprawdziany,
3) narzędzia,
4) koszty obróbki,
5) oszczędność materjału,
6) względy montażowe,
7) naprawy,
8) specjalne okoliczności.

Nie wchodząc w szczegóły wyżej wzmiankowanych względów, bo rozważanie ich szczegółowe nie zmieściłoby się w ramach tego artykułu, stwierdzić należy, że w sumie, zasada stałego otworu wydaje się być w fabrykacji samolotów korzystniejszą, aniżeli zasada stałego wałka.

Specjalnie, gdy jak to ma miejsce w fabrykach samolotów, w tych samych oddziałach fabrykacyjnych, na tych samych obrabiarkach, wytwarza się najrozmaitsze wyroby, przy dużej zmianie kolejności ich wykonania, dalej ze względu na zapotrzebowania narzędzi oraz uproszczenia w fabrykacji — zasada stałego otworu, jak to było poprzednio zaznaczone, zdaje się być bardziej celową do stosowania, aniżeli zasada stałego wałka.

Po przyjęciu zasady pasowania, na czoło następnych zadań wysuwa się sprawa ustalenia uprzywilejowanych klas i rodzajów pasowań.

Prawdopodobnem jest, że dla samolotów w obecnie stosowanych rozwiązaniach konstrukcyjnych i na początek w stosowaniu w fabrykacji samolotów układu pasowań wystarczą 3, 4 i 5 klasa układu pasowań, przy zasadzie stałego otworu wg. P. K. N. z tem, że otwory dla pasowań wg. klasy 3 i 4, będą wykonywane wg. klasy 3, natomiast wałki wg. klasy 3 i 4 zależnie od wymaganego w danem miejscu pasowania, zaś 5 klasa normalnie.

W nielicznych wypadkach, gdzie zajdzie konieczność stosowania wyższej, ze względu na dokładność, klasy pasowania, w związku z kupnymi, a stosowanymi w budowie samolotów, półfabrykatami, należy się dostosować w pasowaniu ich we właściwy sposób, którego ze względu na swoją oczywistą jasność, bliżej omawiać nie będę.

Dobór rodzajów pasowania w obrębie każdej klasy, zależy od charakteru pracy elementów łączących, więc ustalenie uprzywilejowanych rodzajów pasowania musi być tematem specjalnych rozważań.

W każdym razie należałoby, o ile tylko można, obracać się w uprzywilejowanych przez P. K. N. rodzajach pasowań w poszczególnych klasach.

Wyróżniającym się problemem w pasowaniach elementów łączących, są pasowania elementów gwintowanych.

W tej, prawie zupełnie nieuregulowanej jeszcze, dziedzinie fabrykacji gwintowanych wyrobów lotniczych,

wysuwa się na pierwszy plan przyjęcie pewnego układu pasowań gwintów.

Ze względu na to, że w budowie samolotów używa się prawie wyłącznie gwintów typu S. J., dla których niemiecki układ pasowania, obejmujący trzy kategorje a mianowicie: precyzyjne, średnie i zgrubne, jest doskonale opracowany i wypróbowany, wydaje się wskazanem oprzeć o ten układ pasowanie gwintów.

Obecny stan rzeczy w budowie samolotów ogranicza się prawie tylko do tego, aby uzyskać względnie dokładne pasowanie gwintów w obrębie jednego wyrobu, t. j. uważa się za wystarczająco dobre pasowanie, gdy nakrętka na jednej i tej samej śrubie „z czuciem" daje się palcami dokręcić do końca części gwintowanej. To samo praktykuje się w wypadku sworzni gwintowanych, ściągaczy i t. p. Identycznie zupełnie ma się sprawa, jak w poprzednio opisanym wypadku, pasowania gwintów na częściach o większych średnicach i różnych rodzajach (profilach) gwintów, jak np. końcówki gwintowane z tulejami, kardany gwintowane i t. p. A przecież zamienność tych wyrobów jest tak samo pożądana, jak zamienność wyrobów niegwintowanych, i niejednokrotnie przysparza bardzo wiele trudności podczas remontu zamiana jednego elementu w gwintowanym zespole.

W takim wypadku często jest się zmuszonym wymienić cały zespół gwintowany, aby zapewnić sobie w nim odpowiednie pasowanie gwintu.

Co dotyczy samego wykonywania i sprawdzania gwintów, to instalowanie odpowiednich, jak to ma miejsce w fabrykacji masowej, urządzeń, oczywiście nie wytrzymałoby kalkulacji w cenie wyrobu. Tem niemniej można w stosunkowo wystarczający zupełnie sposób opanować ten problem w budowie samolotów przez należyte postawienie w fabrykach sprawy narzędzi do nacinania gwintów wewnętrznych i zewnętrznych.

Da się to osiągnąć przez sprawdzanie precyzyjnymi przyrządami pomiarowymi (optycznymi), wszystkich tak kupnych, jak i wewnątrz danej fabryki wykonywanych narzędzi do gwintowania, oraz przez określenie na podstawie przeprowadzonych prób, ile mb. gwintu, względnie ile sztuk części gwintowanych dane narzędzie może wykonać bez praktycznie wyczuwalnych zmian. Jak to z praktyki jest wiadome, nawet z bardzo solidnych firm zagranicznych kupowane narzynki i gwintowniki, niezawsze bez sprawdzenia dokładnego ich formy i wymiarów, można oddawać do użytku, ponieważ tolerancje wymiarów, a potem i samo wykonanie, może postawić warsztat niejednokrotnie wobec bardzo niemiłych niespodzianek. To samo dotyczy noży tokarskich normalnych i specjalnych kupnych, do nacinania gwintów wewnętrznych i zewnętrznych. W tym wypadku ma bardzo wielkie znaczenie też i to, czy dany warsztat dysponuje odpowiednimi przyrządami, dostatecznie dokładnymi, pozwalającymi nawet przy dobrych narzędziach, tak je używać, aby rezultaty obróbki były zadawalające.

Jasne jest, że nie można za pohopnie generalizować zamienności na wszystkie wyroby gwintowane, ponieważ w wielu wypadkach ma się w samolocie do czynienia z objektami, które za czas życia samolotu, albo zupełnie nie będą wymieniane, albo też w wyjątkowych wypadkach.

Konstruktor zgóry winien przewidzieć, co ma być zamienne i na rysunku warsztatowym niezależnie od wymiarów, tę zamienność zaznaczyć, przy równoczesnem bliższem jej określeniu.

Trudno byłoby wyliczać wszystkie części gwintowane w samolocie i odpowiednie dla ich pracy pasowania gwintu, ze względu na to, że są to już szczegóły, które w każdym samolocie muszą być z innego punktu widzenia rozpatrywane, zależnie od najrozmaitszych względów, właściwych danemu typowi samolotu.

Ogólnie, w każdym razie, powinny wystarczyć dwie ostatnie klasy pasowania gwintów wg. niemieckiej metody, t. j. pasowanie średnie i zgrubne, a tylko w bardzo wyjątkowych wypadkach, rzeczywiście tego wymagających, możnaby stosować pasowanie precyzyjne, mając na uwadze, że koszt wykonania gwintów o pasowaniu precyzyjnem jest bardzo kosztowny, niezależnie od tego, że przy wykonaniu gwintów o pasowaniu precyzyjnem dochodzi jeszcze znaczny koszt instrumentów sprawdzających i pomiarowych koniecznych przy wykonaniu gwintów o pasowaniu precyzyjnem.

W związku z powyższem, konieczne staje się poruszenie sprawy średnic normalnych, która to sprawa nabiera specjalnego znaczenia przy uregulowanej fabrykacji gwintów.

Znormalizowany i ściśle ograniczony dla budowy samolotów zakres średnic, pod każdym względem tak w fabrykach przetwórczych, jak surowca, daje tyle oczywistych prerogatyw, że pomijam dalsze tego omawianie.

Wkońcu, jak to z wielu wypadków w praktyce wynika, wogóle każdy wymiar na rysunku warsztatowym powinien mieć swoje tolerancje, co daje zasadnicze ułatwienia nietylko dla wykonawcy, ale i kontroli, ponieważ każda wątpliwość dotycząca wymiarów wyrobu, tak w wykonaniu, jak i odbiorze, zostanie w ten sposób usunięta.

Po zupełnie dokładnem określeniu zakresu wyrobów, które postanawia się wytwarzać jako zamienne, przy zastosowaniu obranego w szczegółach układu pasowań, przychodzi kolej na przygotowanie się na działach wykonawczych w fabryce do wprowadzenia tego wszystkiego w życie.

Pragnę z najogólniejszego punktu widzenia rozpatrzeć tę kwestję i określić, jak ta zmiana w dotychczasowej fabrykacji wpłynie z jednej strony na organizację, z drugiej na koszt wytwarzania.

Przedewszystkiem należy podnieść ten fakt, że posiadając już nawet skompletowany zespół narzędzi specjalnych oraz sprawdzianów, jakoteż obrabiarek do wykonywania wyrobów kalibrowanych, należy liczyć się z tem, że okres wprowadzania w fabryce wykonania części kalibrowanych, będzie stosunkowo dość długi, nim fabrykacja tak ze strony administracyjno-technicznej,

jak i wykonawczej na działach warsztatowych, wchłonie tę zmianę i stosowanie pasowań z odpowiadającą jej obróbką, stanie się dla całej fabrykacji tak normalną czynnością wykonawczą, jak wszystkie inne.

Sama organizacja wytwarzania (programy wykonania, obciążenia działów warsztatowych, kolejność obróbki, kontrola), też ulegnie w konsekwencji zmianie, ponieważ będzie musiała uwzględnić dodatkową czynność, jakiej poprzednio nie było.

W związku z tem, nawet i na personalnym składzie zatrudnionych w fabrykacji to się odbije, ponieważ z podniesieniem jakości obróbki, będzie musiało się uzupełnić jakościowo skład personelu wykonawczego z racji wybitnie niemasowej produkcji, jaka z zasadniczych względów ma obecnie miejsce w fabrykach samolotów.

Wreszcie z początkiem tak zmienionej fabrykacji, liczyć się należy z pewnemi zatrzymaniami, jakoteż i brakami, które w sumie z poprzednio wymienionymi względami, stanowić będą stosunkowo dość trudną, a co za tem idzie, kosztowną zmianę fabrykacji.

Obliczyć zgóry wydatki z tem związane byłoby dość żmudne, bo zależne to jest od indywidualnych warunków w danej fabryce.

Tem niemniej jednak należy liczyć się w okresie conajmniej rocznym z dość dużymi wydatkami, których wysokość ograniczy dobre obmyślenie szczegółowo ułożonego programu wprowadzenia w życie jednolitego układu pasowań części samolotów, oraz dotychczasowe wyposażenie fabryki pod tym względem.

Z racji wybitnej indywidualności, zależnie od fabryki przyjmuję, że najodpowiedniej będzie, jeżeli wszystkie koszty, związane z wprowadzeniem pasowań według norm, aż do czasu zupełnie sprawnego funkcjonowania całości, wliczy się w koszty inwestycyjne nowego systemu fabrykacji.

W kolejności rzeczy, rozważając koszty wytwarzania części według norm pasowania, po osiągnięciu dostatecznej wprawy w ich wykonywaniu, stwierdzić należy, że koszt samego wyrobu *niemasowego* (to należy specjalnie podkreślić), wykonanego kalibrowo, będzie wyższy od kosztu takiego samego wyrobu, wykonanego do dopasowania indywidualnego „na czucie" w dalszej fabrykacji, a tem samem o mniej dokładnych wymiarach i stąd całkowicie niezamiennego, bez specjalnych zabiegów, aby jaką taką zamienność znowu w obrębie jednego przeważnie samolotu osiągnąć.

Mimo jednak tego, znaczne podniesienie się jakości wyrobu i duże ułatwienia w montażach i wymianach zespołów podczas użytkowania, znacznie pewniejsze i przez długotrwałość bez poprawek, ekonomiczniejsze użytkowanie, zupełnie usprawiedliwia podniesiony koszt wykonania części i zespołów samolotów (w mniejszych serjach), a równocześnie, przystosowanie się fabryk samolotów, jako też pomocniczych wyrobów lotniczych, z racji wprowadzenia jednolitego układu pasowań do zamiennej fabrykacji, ze względu na zasadnicze znaczenie tego problemu, czyni właściwym każdy wysiłek i każdy wydatek na ten cel.

W końcu, nietylko z wyżej podanych względów problem pasowań po opanowaniu go przez fabryki samolotów, przyniesie duże korzyści, ale i w wewnętrznem życiu danej wytwórni usunie się przez to wiele niedociągnięć w fabrykacji, które tak wewnątrz, jak i zewnątrz w użytkowaniu przysparzają wiele dotkliwych kłopotów z jednej strony, a co za tem idzie, niepotrzebnych kosztów z drugiej strony.

Inż. EUGENJUSZ CZOSNYKOWSKI

OPRACOWANIE RYSUNKÓW DO SERYJNEJ FABRYKACJI SAMOLOTÓW

WSTĘP

1) Praca biura technicznego.
2) Numeracja.
3) Tabela charakterystyczna rysunku.
4) Normalizacja.
5) Przykłady stosowania numeracji.
6) Katalog rysunków i części.
7) Uwagi dotyczące ekspedycji rysunków na warsztat i ich wycofywania.
8) Uwagi dotyczące poprawek w rysunkach na warsztacie.
9) Zagadnienie ujednostajnienia systemu pracy w wszystkich krajowych wytwórniach samolotów.

Prototyp płatowca po wykończeniu i wypróbowaniu w locie posiada w biurze konstrukcyjnem jako dokumentację: wstępne obliczenia aerodynamiczne i wytrzymałościowe, przeprowadzone dla ciężarów przewidzianych (przybliżonych), komplet rysunków warsztatowych lub szkiców, z wprowadzonemi wszelkiemi poprawkami, zmianami i ulepszeniami, jakie zachodziły w ciągu fabrykacji i oblatania prototypu i w końcu protokóły prób statycznych: skrzydeł, kadłuba, usterzenia, podwozia i ewentualnie poszczególnych mniejszych części płatowca.

Przystępując do seryjnej fabrykacji należy w pierwszym rzędzie sprawdzić przewidziane przy wstępnych obliczeniach ciężary i niektóre wyczyny (szybkość maksymalną, szybkość lądowania i t. p.), które mają wpływ na obliczenia wytrzymałościowe części płatowca. W razie dużych różnic należy obliczenia powtórzyć od początku, sprawdzić spółczynniki bezpieczeństwa i wprowadzić zmiany w wypadkach, w których zachodzi potrzeba.

Po przeprowadzeniu przeliczeń biuro konstrukcyjne[1]) przekazuje komplet szkiców i rysunków do biura technicznego[2]), które przystępuje do wykonania rysunków warsztatowych seryjnych.

1) PRACA BIURA TECHNICZNEGO.

Myślą przewodnią pracy biura technicznego jest w pierwszym rzędzie przygotowanie rysunków, na podstawie których warsztat miałby możność szybkiego wykonania zlecenia. Rysunki powinny zawierać wszystkie dane potrzebne do wykonania części. Ilość wymiarów powinna być dostateczna, ale nie zaduża. Sposób umieszczenia wymiarów powinien być przejrzysty tak, aby robotnik nie tracił czasu na ich szukanie przy czytaniu rysunku.

Bardzo ważną rzeczą w praktyce, choć na pozór niepokaźną jest ograniczanie wymiarów do niezbędnie potrzebnego minimum, a nadewszystko — unikanie wymiarowania tej samej wielkości dwoma wymiarami np w dwóch rzutach. W ciągu fabrykacji zdarzają się zmiany niemożliwe do uniknięcia. Okazało się, że przy przeprowadzaniu w rysunkach na warsztacie poprawek związanych z temi zmianami, przez pośpiech często został poprawiony jeden wymiar, a przeoczony drugi względnie trzeci. Z tego powodu powstawały nieporozumienia i dlatego aby ich uniknąć należy jedną wielkość wymiarować na jednym rysunku tylko raz.

Drugim względem, dla którego należy unikać niepotrzebnych wymiarów, jest fakt, że robotnicy przed rozpoczęciem roboty samorzutnie sprawdzają sumę wymiarów składowych z ogólnymi wymiarami, sprawdzają czy te same wymiary w dwóch rzutach są zgodne i t. p., tracą przytem niepotrzebnie bardzo dużo czasu i niejednokrotnie odrywają od pracy drugich pracowników zapra-

---

[1]) Nazwą biura konstrukcyjnego określam biura wykonywujące obliczenia, projekty i rysunki prototypu, a nazwą biura technicznego określam biuro opracowujące rysunkowo wykończony prototyp do fabrykacji seryjnej. W większych wytwórniach oba te działy są wyraźnie od siebie różne. Mają oddzielne kierownictwo, personel i pomieszczenie. Ale często ten sam skład personalny raz wykonuje funkcje biura konstrukcyjnego, t. zn. opracowuje prototyp, a drugi raz, po wykończeniu prototypu, przystępuje do opracowania „serji", t. zn. wykonuje funkcje biura technicznego. Dlatego zachodzą wypadki, że oba te działy objęte są jedną nazwą. Np. biuro konstrukcyjne („Samolot"), albo biuro techniczne (PWS). W każdym z wymienionych wypadków biura opracowują i „serję" i prototypy.

[2]) Biuro warsztatowe albo biuro ruchu jest to oddział, który zajmuje się podziałem i kierownictwem pracy na warsztacie. Często w biurze warsztatowem jest osobny oddział zajmujący się rozdziałem i odbiorem prac. Oddział ten nazywa się „rozdzielnią" i podlega bezpośrednio kierownictwu ruchu.

szając ich do pomocy dla rozwikłania kwestyj trudniejszych, albo niejasnych w rysunkach. Zwyczaj ten wkrada się do warsztatu bardzo łatwo; zaledwie po kilku wypadkach wynalezienia błędów w rysunkach dopiero przez robotnika na warsztacie. Wypadek taki jest dla pracownika swego rodzaju tryumfem, często wywołanym faktem uratowania materjału przed zniszczeniem. Wykorzenić go można tylko przez racjonalne wymiarowanie rysunków, oraz przez dokładne sprawdzanie rysunków przed wysłaniem na warsztat i wyrobienie przez to przekonania w personelu warsztatowym, że błędów w rysunkach niema.

Biuro techniczne powinno dokładać wszelkich starań, aby zmniejszyć prace przygotowawcze biura warsztatowego[2]) do minimum. Niektóre czynniki, jak np. obliczanie względnie kreślenie rozwinięć przy częściach giętych, obliczanie materjału na jedną sztukę, sprawdzanie zapasu materjału w magazynie i t. p. powinny być bezwarunkowo wykonane w biurze technicznem. Biuro to rozporządza personelem bardziej przygotowanym i bardziej wprawnym w tych czynnościach niż personel biura warsztatowego, dzięki czemu roboty te może lepiej i szybciej wykonać. Sprawdzanie materjału jest konieczne przed wysłaniem rysunków z biura technicznego. Brak potrzebnego materjału w magazynie pociąga za sobą zmianę wymiarów szeregu części, ich rysunków i planów pracy. Aby uniknąć tej dodatkowej roboty, a nadewszystko wycofywania rysunków z warsztatu, należy sprawę materjału załatwić przed wysłaniem rysunków, to jest w biurze technicznem.

Jednem z najważniejszych zadań biura technicznego jest upraszczanie części dla ułatwienia fabrykacji. Sprawę tę załatwia biuro techniczne w porozumieniu z warsztatem, rozpoczynając ze swej strony od gruntownego zapoznania się z konstrukcją samolotu. Przy wykonywaniu rysunków przewiduje dalsze możliwe uproszczenia części, które w warsztacie „Studjum" nie były przeprowadzone, ze względu na gorsze warunki pracy. Do czynników, które polepszają warunki pracy warsztatu seryjnego należy zaliczyć w pierwszym rzędzie lepsze przygotowanie rysunkowe, poparte doświadczeniem przy fabrykacji prototypu, następnie możność stosowania lepszych przyrządów i szablonów, które przy fabrykacji prototypu, albo są proste i tanie, albo ich wcale niema. W końcu jako ostatni szczegół na korzyść warsztatu seryjnego należy wymienić lepiej postawioną sprawę terminów z powodu wykluczenia wszelkich modyfikacyj.

Wzgląd na uproszczenia w fabrykacji może pociągnąć za sobą nawet zmianę kształtu części, jednak nie kosztem wytrzymałości. Dlatego w takich wypadkach biuro techniczne powinno przeprowadzić zmianę w porozumieniu z biurem konstrukcyjnem.

Ważną sprawą dla rozdziału pracy na warsztacie, którą biuro techniczne musi uwzględnić, jest rozdrobnienie rysunków tak, aby warsztat dla każdej najdrobniejszej części i dla operacyj wykonywanych na różnych działach wytwórni, miał osobne rysunki. Wynika stąd konieczność podziału części według stadjów fabrykacji.

I tak: Pierwszą grupą części będą elementy nieskładające się z żadnych części, czyli t. zw. „części pojedyńcze". Od tych części warsztat zaczyna fabrykację. Dla nich przeznacza się osobne rysunki. Części te po wykonaniu przechowywane są w magazynach podręcznych, zwanych też magazynami półfabrykatów.

Drugą grupę stanowią „części złożone" z części poprzedniej grupy, złączone ze sobą na stałe przy pomocy nitów, spawania, lutowania i t. p. Dla tego stadjum roboty, przeznacza się specjalne rysunki.

Trzecią grupę stanowią części złożone z elementów dwóch poprzednich grup złączone ze sobą przy pomocy śrub, bolców, zawleczek i t. p. innych połączeń niestałych. Są to części złożone, zdatne do demontowania, czyli t. zw. „grupy półmontażowe". Dla nich przewiduje się też oddzielne rysunki. Części grupy drugiej i trzeciej po wykończeniu przechowuje się w magazynach przejściowych.

Czwartą i ostatnią grupę stanowią rysunki, na podstawie których łączy się części dwóch poprzednich grup w całość, czyli t. zw. „grupy montażowe". Zalicza się tu rysunki zestawowe, montażowe, różne schematy przewodów, połączeń i inne rysunki objaśniające.

Rysunków tych powinna być dostateczna ilość. Powinny one być przejrzyste i zrozumiałe. Robienie oszczędności na tych rysunkach jest niewskazane, bo zawsze zemści się opóźnieniem fabrykacji. Braki rysunków i braki w rysunkach wstrzymują robotę na montażu, są powodem częstych reklamacyj i kończą się zwykle, rzeczą zupełnie niedopuszczalną, t. j. ustnemi wskazówkami na warsztacie, udzielanemi przez pracowników biura technicznego. Ustne załatwienie spraw biura technicznego na warsztacie jest niewskazane ze względu na brak kontroli.

Ażeby jednak ilości rysunków nie mnożyć niepotrzebnie, można przyjąć pewne części, dla których nie wykonuje się rysunków, tylko wymiary wpisuje się w tabeli wyszczególnienia części, w rubryce „główne wymiary" na rysunku tej grupy, przy której składaniu ta część jest potrzebna. Do części, dla których nie wykonywuje się rysunków zalicza się przedewszystkiem: a) wszystkie części znormalizowane, a następnie, b) wszystkie pręty, rury i taśmy, które prócz odcięcia z zapasu materjału nie podlegają żadnej innej obróbce, c) blachy prostokątne, d) krążki z blachy bez otworów w środku i t. p. inne części określone według przyjętego zwyczaju w fabryce.

Po scharakteryzowaniu pracy biura technicznego widać jak wielki wpływ ma jej wykonanie na bieg fabrykacji serji. Stąd wniosek, że biuro robotę swą powinno prowadzić uważnie i systematycznie, niezapominając o żadnej z uwag wyżej wymienionych. Poza tem dla uniknienia chaosu powinno całą pracę trzymać w ewidencji przez dokładną rejestrację rysunków.

Przy prowadzeniu ewidencyj rysunków, sprawą niezmiernej wagi jest system numeracji. Systemów tych jest bardzo dużo; prawie w każdej wytwórni inny. Zdarzają się nawet wypadki, że w jednej wytwórni jest ich

Podział płatowca na grupy

Grupa	NAZWA	Grupa	NAZWA
00	Zestawienia ogólne	50	Urządzenia sterowe (zest.)
01	Wykresy kadłuba	51	Sterownica ręczna
02	Wykresy podwozia	52	Orczyki
03	Wykresy skrzydeł	53	Sterow. lotek i slot. w kadł.
04	Wykresy op erzenia	54	Podnoszenie statecznika
05		55	
06		56	
07	Próby	57	
08	Modele	58	
09	Różne	59	
10	Kadłub (zestawienia)	60	Osprzęt silnika (zest.)
11	Szkielet kadłuba	61	Zbiorniki
12	Pilon	62	Przewody
13	Kabina	63	Osprzęt elektryczny
14	Siedzenia, pasy i poduszki	64	Sterowanie silnika
15	Szkielet osłon	65	
16	Łoże silnikowe	66	
17		67	
18		68	
19		69	Różne
20	Podwozie (zestawienie)	70	Urządzenia wewnętrzne (zest.)
21	Golenie podwozia	71	Zegary i wskaźniki
22	Płoza ogonowa	72	Gaśnica
23	Osłony podwozia i płozy	73	Uzbrojenie
24		74	Łączność
25		75	
26		76	
27		77	
28		78	
29		79	Różne
30	Skrzydła (zestawienia)	80	Osłony (zestawienia)
31	Żebra i noski	81	Osłony i pokrycie kadłuba
32	Dźwigary i rozpórki	82	Osłony silnika
33	Zastrzały	83	
34	Lotki i sloty	84	
35	Sterow. lotek i slot. w skrzydł.	85	
36	Pokrycie i osłony	86	
37		87	
38		88	
39		89	
40	Opierzenie (zestawienia)	90	Różne
41	Statecznik poziomy	91	Zawiesz. skrzyd. przy transp.
42	Statecznik pionowy	92	Pokrowce
43	Ster wysokości	93	Narzędzia
44	Ster kierunkowy	94	
45		95	
46		96	
47		97	
48		98	
49		99	

więcej. W rozdziale następnym podam opis systemu numeracji grupowej. System ten wzorowany na systemie wypróbowanym w wytwórni „Samolot" został zastosowany przy jednej z serji P. Z. L. z wynikiem dodatnim i dlatego uważam go za godny polecenia.

2) NUMERACJA RYSUNKÓW

Pierwszą zasadą rozpatrywanej numeracji jest złączenie w całość pojęcia rysunku i części, przez oznaczenie ich jednym numerem. Pomijam to, że wogóle numerowanie rysunku i tej samej części innymi numerami jest niepotrzebnem wprowadzaniem utrudnienia i chaosu w spółpracy biura technicznego z warsztatem. W numeracji grupowej jest taka rzecz nie do pomyślenia i to jest jej zaletą.

Drugą zasadą jest podział płatowca na grupy. Przykład takiego podziału jest przedstawiony w tabeli na str. 39.

Cały płatowiec podzielony jest na 10 grup oznaczonych cyframi porządkowemi od 0 do 9. Pierwsza grupa oznaczona cyfrą 0 przeznaczona jest dla obliczeń, wykresów, rysunków prób, modeli i t. p. innych rysunków z których warsztat nie korzysta. Drugą grupą w tabeli, a właściwą pierwszą grupą części i rysunków jest kadłub. Grupa ta oznaczona jest cyfrą 1. Po niej następuje podwozie 2, skrzydła 3 i t. d., aż do grupy 9, przeznaczonej dla różnych części niedających się umieścić w żadnej z grup poprzednich. Np. pokrowce, narzędzia specjalne do płatowca, konsolki do zawieszenia skrzydeł przy transporcie i t. p. Podział ten jest przeprowadzony w ten sposób, że poszczególne grupy stanowią całość, która może być montowana, przechowywana albo transportowana oddzielnie.

Były próby podziału na grupy częściowo według materjału używanego do fabrykacji, częściowo według działu, w którym części były wyrabiane; np. części blaszane, części drewniane, płótna, części wyrabiane w tapicerni i t. p. Jednak podział ten okazał się w praktyce niedobry, wprowadził przymusową łączność pomiędzy częściami daleko od siebie stojącemi i przez to uniemożliwił przejrzystą ciągłość numeracji. Ciągłość ta jest konieczna już od chwili pierwszych montaży części.

Każda z wymienionych grup podzielona jest na 10 podgrup. Podgrupy wraz z grupami oznaczone są liczbami dwucyfrowemi. Pierwsza (lewa) cyfra oznacza grupę, do której dana podgrupa jest zaliczona, druga (prawa) cyfra oznacza numer podgrupy. Przyczem każda podgrupa zerowa oznacza zestawienia względnie montaże całej grupy.

Dla wyjaśnienia podam parę przykładów:

Przykład I.

Podgrupa 21. — Pierwsza cyfra 2 wskazuje, że podgrupa wchodzi w skład grupy 2-ej, t. j. podwozia. Druga cyfra 1 wskazuje, że podgrupa jest pierwszą z grupy podwozia, t. j. golenie podwozia.

Mając numer części i schemat numeracji dochodzimy do tego, w którym miejscu płatowca należy części szukać.

Przykład II.

Podgrupa 30. — Pierwsza cyfra 3 oznacza, że podgrupa wchodzi w skład grupy 3-ej, t. j. skrzydeł. Druga cyfra 0 oznacza, że podgrupa jest 0-ową w grupie skrzydeł, t. j. zestawienia względnie montaże.

W dalszym ciągu w obrębie każdej podgrupy umieszczamy kolejno części złożone (druga i trzecia grupa podziałowa przy rozdrabnianiu części — patrz rozdział poprzedni), do niej należące i numerujemy je numerami porządkowemi od 1 do 99. Przy tem ze względów, o których będzie mowa niżej, zamiast liczb jednocyfrowych 1, 2, 3 — 9 piszemy 01, 02, 03 — 09.

W każdym rysunku części złożonej numerujemy części składowe nową kolumną liczb porządkowych od 1 do 99.

Dla dopełnienia numeru rysunku dodajemy na początku numer typu płatowca. Dla przejrzystości dobrze jest typ płatowca numerować liczbą trzycyfrową.

Tak więc numer każdego rysunku zawiera następujące cechy:

a) typ płatowca,

b) podgrupa, w której odrazu odczytuje się grupę,

c) numer części złożonej względnie zestawienia, i w wypadkach rysunków (detalicznych) jeszcze jedną cechę, t. j.,

d) numer części pojedyńczej.

Liczby oznaczające pierwsze trzy cechy pisze się w kolejności (a, b, c), bezpośrednio po sobie, pamiętając o tem, że pierwsze trzy oznaczają typ płatowca, następne dwie oznaczają grupę, a ostatnie dwie oznaczają część. I tu leży powód, dla którego pierwszych dziewięć jednocyfrowych numerów (oznaczających grupy) uzupełnia się 0-rem, tak aby numerem zająć zawsze dwa miejsca. W numerze składającym się z czterech cech, czwartą cechę d) dopisuje się na końcu i wtedy odgranicza się ją od głównego numeru kreską ukośną.

Przykład III.

Nr. rys. 1413402. — Pierwsze trzy cyfry 141 oznaczają typ płatowca, następne dwie 34 oznaczają podgrupę „lotki i sloty" w grupie 3-ej, t. j. skrzydeł. Ostatnie dwie 02 oznaczają numer rys. części złożonej.

Przykład IV.

Nr. rys. 1411012. — Pierwsze trzy cyfry 141 oznaczają typ płatowca. Następne dwie 10 oznaczają podgrupę zestawień względnie montaży w grupie pierwszej, t. j. kadłubie. Ostatnie dwie 12 oznaczają nr. rysunku zestawowego.

Przykład V.

Nr. rys. 1412206/7. — Z takiego numeru widać, że jest to rysunek części pojedyńczej 7, która wchodzi w skład części złożonej 06 w podgrupie 22, t. j. części płozy w płatowcu typu 141.

Większą przejrzystość zyskuje się przez odgraniczenie od siebie liczb poszczególnych cech przy pomocy kresek poziomych. Numery podane w przykładach III, IV i V będą miały wtedy postać:

Przykład VI.

141 — 34 — 02
141 — 10 — 12
141 — 22 — 06 — 7

Tu też już z numeru można poznać czy część jest złożona, czy nie. A mianowicie: numer składający się z czterech cech oznacza rysunek części pojedyńczej, a numer składający się z trzech cech oznacza rys. części złożonej, grupy półmontażowej, albo montażowej względnie rysunek zestawowy.

3) TABELA CHARAKTERYSTYCZNA RYSUNKU

Każdy rysunek zaopatrzony jest w tabelę umieszczoną w prawym dolnym rogu rysunku. Tabela ta jest charakterystyką rysunku. Powinna zatem zawierać następujące dane: nazwę przedsiębiorstwa, w którem rysunek był wykonany, podpisy konstruktora, kreślarza i kontroli, datę wykończenia rysunku, skalę, nazwę części, ilość sztuk, numer części i w końcu numer najbliższego rysunku zestawowego, w którego skład wchodzi część przedstawiona na danym rysunku. Numer rysunku powinien być umieszczony w prawym dolnym rogu tabeli, a to ze względu na łatwiejsze wyszukiwanie rysunków złożonych w przegrodach względnie szufladach. Numer powinien być duży i wyraźny, a zatem miejsce przeznaczone dla niego musi być odpowiednio obszerne. Rys. 1 przedstawia wzór najprostszej tabeli charakterystycznej rysunku.

Materjał | Gł. wym. | Projekt | Konstr. | Kreślił | Sprawdz. | Kier. BT | Data | Skala | Ilość na płatowiec | Do zest. | (Firma) | Nr części i rys.: | 45 mm | 160 mm

Rys. 1.

W tej formie tabelę można stosować do rysunków części pojedyńczych. Do tabeli charakterystycznej rysunków części złożonych albo zestawień dodaje się tabelę wyszczególnienia części, zawierającą: nr. części składowej, nazwę, ilość sztuk, materjał, główne wymiary i uwagi. Rys. 2 przedstawia tabelę charakterystyczną z tabelą wyszczególnienia części.

Dla rysunków, w których skład wchodzi bardzo duża ilość części, tabelę wyszczególnienia części można

Nr | Nazwa | Ilość na płatow. | Materjał | Gł. wym. | Uwagi | 8 | 6 | Projekt | Konstr. | Kreślił | Sprawdz. | Kier. BT | Data | Skala | Ilość na płatowiec | Do zest. | (Firma) | Nr części i rys. | 45 mm | 160 mm

Rys. 2.

umieścić na oddzielnym arkuszu, którego nr. należy oznaczyć na rysunku zestawowym. Wtedy oba rysunki stanowią całość.

W razie konieczności przeprowadzenia zmiany na rysunku, wybija się przygotowaną w formie pieczątki tabelę, przedstawioną na rys. 3.

L.p.	Zamiast	Powinno być	Data i podpis

4 | 6 | 26 | 75

Rys. 3.

W tabeli tej przewidziane jest miejsce na liczbę porządkową, treść, datę i podpis przeprowadzającego zmianę.

Często na poprawki i zmiany w rysunkach przewidziane jest miejsce w tabeli charakterystycznej. Rys. 4 przedstawia tabelę charakterystyczną z miejscem przeznaczonem na zmiany.

Pierwszy sposób umieszczenia zmian, t. j. w osobnej tabelce uważam za lepszy, dlatego, że tabelę wybija się tylko na tych rysunkach, które zmianom podlegają, a w rysunkach, w których zmian niema, nie zabierają niepotrzebnie miejsca. Prócz tego rysunki z poprawkami odznaczają się od rysunków bez poprawek tem, że mają specjalną tabelę zmian.

Tabele charakterystyczne i tabele wyszczególnienia drukowane są na arkuszach rysunkowych o określonych wymiarach (według norm). Część formatów przygotowuje się z tabelami, jak na rys. 1, a część z tabelami, jak na rys. 2. Dla rysunków większych od formatu 2-go albo dla rysunków o wymiarach nienormalnych (podwójne albo potrójne formaty normalne), nie opłaci się drukować tabelek. W takich wypadkach przygotowuje się tabele w formie pieczątki, podobnie jak tabele zmian, i wybija się na dowolnym formacie każdorazowo.

Rys. 4.

4) NORMALIZACJA

Każda wytwórnia prowadzi normalizację wewnętrzną. Do szeregu norm lotniczych już opracowanych przez Polską Komisję Normalizacyjną, może dodać nowe części, które powtarzają się często w różnych typach płatowców. Części te, po wystudjowaniu i dostosowaniu do warunków lotniczych, zaszeregowuje wytwórnia do grupy norm fabrycznych. Sporządza arkusz norm, na którym umieszczony jest rysunek części z podanymi wymiarami i materjałem. Arkusz taki zaopatruje w numer porządkowy. Dla odróżnienia od norm krajowych może do numeru dodać znak

NF

oznaczający normy fabryczne. Według takiego arkusza warsztat wykonuje części na zapas, który odnawiany jest w razie wyczerpania poniżej pewnego minimum, określonego zgóry zależnie od zapotrzebowania.

Dla oznaczenia części normalnej podaje się nazwy w skróceniu i charakterystyczne wymiary lub też numer określający wielkość części. Bardzo wygodny okazał się sposób oznaczania nazwy trzema literami. Litery te są początkowemi głoskami trzech słów wybranych z pośród wyrazów określających część normalną. O ile normy przewidują wykonywanie części z kilku materjałów, to w skrócie musi być materjał żądany zaznaczony.

Przykład VII.

Normalną śrubę *S*ześciokątną z nakrętką *K*oronową, z łbem *W*ysokim (przyczem nakrętka też wysoka), o średnicy 8 mm długości ściskowej 35 mm oznacza się

skw 8 × 35 *NF* 21

Przykład VIII.

Śrubę *S*ześciokątną o tych samych wymiarach, z nakrętką *Z*wykłą z łbem *N*iskim oznacza się

szn 8 × 35 *NF* 18

Przykład IX.

*N*it *R*urkowy *S*talowy o średnicy zewnętrznej 6 mm i długości 40 mm oznacza się

nrs 6 × 40 *NF* 30

Przykład X.

*N*it *R*urkowy *M*iedziany o tych samych wymiarach oznacza się

nrm 6 × 40 *NF* 30

Biuro techniczne przy opracowaniu rysunków musi bezwarunkowo przestrzegać normalizacji. Stosując części normalne odciąża się warsztat w czasie fabrykacji serji od roboty tysięcy części przygotowanych w magazynie w chwilach wolniejszego tempa pracy.

Prócz ulgi dla warsztatu, przez stosowanie norm, osiąga się duże korzyści w obrębie samego biura technicznego. Dla części takich nie wykonuje się rysunków, ani nie numeruje się ich w rysunkach zestawowych. W miejscu, gdzie występują zaznacza się ich nazwę w skrócie i cechę oznaczającą wielkość. W tabelach wyszczególnienia części podaje się ponadto ilość sztuk; w miejscu przeznaczonem dla określenia materjału względnie głównych wymiarów podaje się numer arkusza norm fabrycznych. Przy większych rysunkach zestawowych podaje się ponadto w uwagach numer części, do której dana część normalna należy.

Prócz normalizacji części, biuro techniczne dla ułatwienia roboty pracownikom swoim, prowadzi normalizację niektórych czynności często powtarzających się w biurze, jak np. a) określanie długości nitów w zależności od średnicy nita i grubości części nitowanych, b) określanie promienia gięcia blach i obliczanie rozwinięć, i t. p. Dla każdego zagadnienia przygotowuje podobne arkusze jak dla norm fabrycznych. Dla odróżnienia od tamtych do numeru porządkowego arkusza dodaje znak

NB

oznaczający normy biura technicznego.

Do norm biura technicznego można dołączyć, na podobnych arkuszach zebrane różne zagadnienia często powtarzające się w biurze, jak a) obliczone przekroje, momenty bezwładności i inne dane: rur, prętów i t. p., b) potrzebne wzory, c) instrukcje dotyczące prób, d) zestawienie skrótów norm i t. p.

Biuro techniczne dla ułatwienia sobie pracy wprowadza skróty często powtarzających się oznaczeń w rysunkach zamiast opisywać je pełnemi słowami albo często zdaniami. Niżej podam parę skrótów:

zamiast pisać:	można oznaczać:
duraluminium	dur
rura 30/28 ze stali Nr. 12	⌀ 30/28 st. 12
blacha aluminiowa półtwarda o grubości 1,5 mm	bl. 1,5 al — p

Skróty te są bardzo jasne i mogą być stosowane bez szkody dla wyrazistości rysunku. Komplet używanych skrótów powinien być zebrany na arkuszu norm biura technicznego i podany do wiadomości zainteresowanych działów wytwórni.

Normy fabryczne zebrane w teczkach rozsyła się do wszystkich działów wytwórni. Pracownicy biura technicznego prócz norm fabrycznych, otrzymują też, w teczkach zebrane, normy biura technicznego w takiej ilości, aby w razie potrzeby nie byli zmuszeni urządzać wędrówek po biurze w poszukiwaniu za niemi.

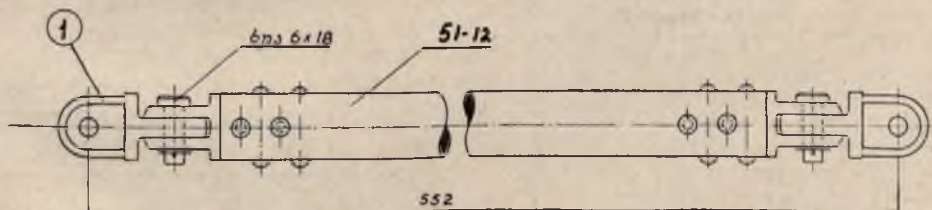
5) PRZYKŁADY STOSOWANIA NUMERACJI I NORM

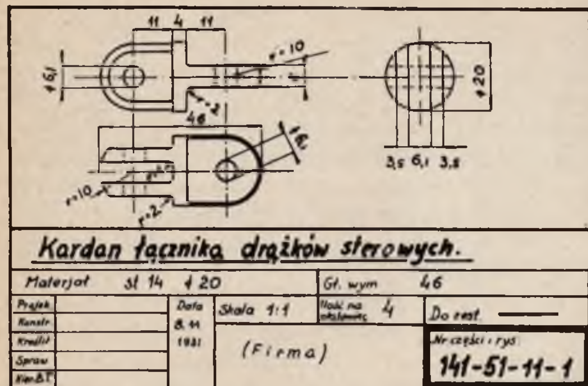
Rys. 141—51—11 przedstawia kompletny łącznik drążków sterowych. Ponieważ część, którą rysunek przedstawia jest złożona, zatem numer jej składa się z trzech cech (porównaj rozdział 2-gi). Jest to rysunek, na podstawie którego montuje się łącznik (51—12) z kardanem (1) przy pomocy bolców normalnych (*bps* 6 × 18). Na rysunku zaznaczony jest tylko orjentacyjny wymiar długości łącznika. Poza tem niema żadnych wymiarów. Szukać ich należy na rysunkach poszczególnych części. W tabeli wyszczególnienia części również niema wymienionego materjału ani głównych wymiarów. Numer *NF* 42 umieszczony w rubryce „główne wymiary" oznacza numer arkusza norm fabrycznych, według którego mają być wykonane bolce.

Całość występuje przy montażu według rysunku (50—02), co zaznaczone jest w tabeli charakterystycznej powyżej numeru rysunku. Jest to rysunek należący do grupy zestawień urządzeń sterowych (patrz tabela rozdział 2-gi).

W lewej dolnej części rysunku znajduje się tabela zmian. Z tabeli tej dowiadujemy się, że do zmontowania łącznika z kardanami początkowo użyto (*skn* 6×13), t. j. śrub sześciokątnych z nakrętkami koronowemi i łbami niskimi, o średnicy 6 mm i długości ścisku 13 mm, poczem zastąpiono je stalowymi bolcami o łbach płaskich, o tej samej średnicy 6 mm i długości 18 mm.

Widoczne jest, że warsztat według tego rysunku nie może wykonywać poszczególnych części. Dla części tych przeznaczone są oddzielne rysunki. Numery tych rysunków wyszukuje się w następujący sposób: pierwszą częścią składową jest kardan. Jest to część pojedyńcza — zatem numer jej będzie złożony z 4-ch cech. Pierwsze 3 cechy są takie same jak dla rysunku zestawowego (141—51—11). Czwartą cechą będzie numer, którym oznaczony jest kardan na zestawieniu: t. j. (1). Całkowity numer (141—51—11—1) oznacza oddzielny rysunek kardana. W tabeli charakterystycznej



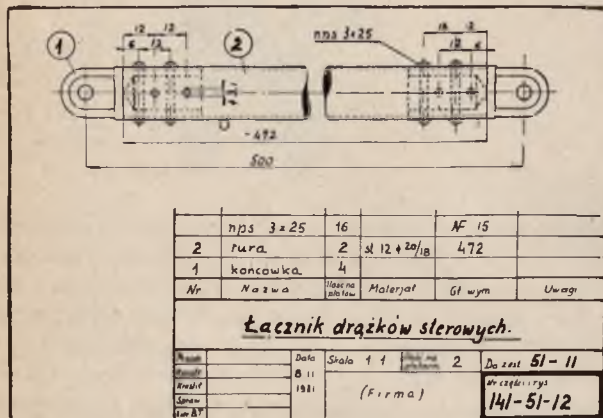


Rys. 141—51—11—1.

tego rysunku rubryka, przeznaczona na numer zestawienia, do którego dana część należy, jest niewypełniona, dlatego, że numer zestawienia określony jest w pierwszych 3-ch cechach numeru części składowej (co wynika z budowy numeru tego rodzaju rysunków względnie części).

Drugą częścią składową jest łącznik. Jest to część złożona. Numer jej będzie złożony z 3-ch cech. Pierwsze 2 cechy będą takie same jak dla rysunku zestawowego (141—51). Trzecią cechą będzie następny wolny numer w grupie „51-szej — t. j. (12). Całkowity numer (141—51—12) przedstawia oddzielny rysunek łącznika.

W przykładzie tym daje się zauważyć pewna różnica w oznaczaniu części składowych w rysunku zestawowym (141—51—11). A mianowicie: Kardan oznaczo-



	nps 3×25	16		⌀F 15	
2	rura	2	st 12 ⌀ 20/18	472	
1	koncowka	4			
Nr	Nazwa	Ilość na płatów	Materjał	Gł wym	Uwagi

Rys. 141—51—12.

ny jest tylko liczbą czwartej cechy (1) przyczem pominięte zostały cechy, które są wspólne.

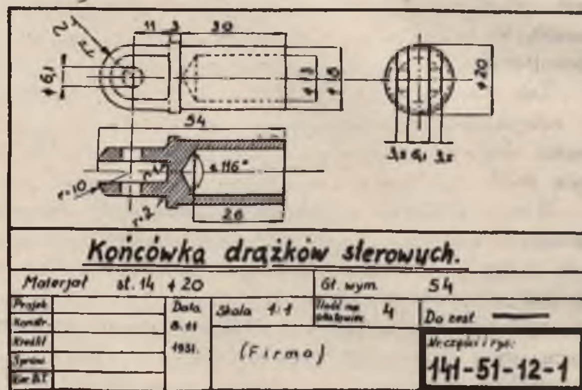
Łącznik oznaczony jest liczbą cechy drugiej (51) i trzeciej (12) pomimo to, że cecha druga jest też wspólna dla obu rysunków.

Rozbieżność ta nie jest przypadkowa. Wprowadza się ją rozmyślnie dla łatwiejszego odróżnienia części złożonych i pojedyńczych. Przytem należy podkreślić, że części złożone wymienione na rysunku zestawowym w każdym wypadku mają oddzielne rysunki.

Wracając do rysunku łącznika (141—51—12) widzimy, że jest to rysunek zestawowy (półmontażowy), według którego warsztat montuje końcówki (1) i rury (2), na stałe, przy pomocy nitów.

Pierwszą częścią składową tego rysunku jest końcówka, która musi być wykonana według oddzielnego rysunku (141—51—12—1). Numer jego określa się podobnie jak w wypadku wyżej opisanym. Dlatego część ta również nie jest zwymiarowana na rysunku zestawowym, ani w tabeli niema wymienionego materjału.

Drugą częścią składową jest rura (2), która podobnie jak końcówka należy do kategorji części pojedyńczych.



Nr. 141—51—12—1.

Jednak według przyjętego zwyczaju nie wykonuje się dla niej rysunku. Wszystkie dane potrzebne do jej wykonania znajdują się na rysunku zestawowym.

6) KATALOG RYSUNKÓW I CZĘŚCI

Ewidencję części, rysunków i materjału prowadzi się w ten sposób, że dane wymienione w każdej tabeli charakterystycznej i wyszczególnienia części na rysunku, jeszcze raz zestawia się w specjalnych arkuszach. Przytem na oddzielnych arkuszach zbiera się dane dotyczące części konstrukcyjnych, a na oddzielnych arkuszach dane dotyczące części znormalizowanych. Arkusze te mają format normalny (A_4) używany na arkusze norm i w niektórych tylko szczegółach różnią się od siebie. Arkusze pierwsze tworzą katalog części, zwany też specyfikacją części. Arkusze drugie dla odróżnienia nazywa się wykazem części znormalizowanych.

Rys. 5 przedstawia kartkę katalogu części. We wzorze tym podane są przykłady rejestracji rysunków podanych w poprzednim rozdziale. W pierwszej pozycji zarejestrowany jest rysunek zestawowy (141—51—11), w ten sposób, że w rubryce „Nr. części" podana jest

tylko trzecia cecha numeru (11). Poprzednie cechy wymienione są raz w nagłówku kartki.

W czwartej kolumnie widoczna jest rubryka „Format". Wprowadza się ją dla łatwiejszego wyszukiwania rysunków złożonych według formatów. W następnych kolumnach umieszcza się nazwę i ilość sztuk. Materjał i główne wymiary umieszcza się przy częściach składowych.

W drugiej pozycji zarejestrowana jest pierwsza część składowa (141—51—11—1) i tam wymienione są wszystkie dane.

W trzeciej pozycji zarejestrowana jest druga część składowa (141—51—12). Ponieważ rysunek ten przedstawia część złożoną, rejestruje się go podobnie jak rysunki zestawowe. Tak więc najpierw zarejestrowany jest rysunek całości a następnie części składowe. Druga część składowa (141—51—12—2) nie ma oddzielnego rysunku. W katalogu zaznaczone to jest w ten sposób, że miejsce przeznaczone na format rysunku jest niewypełnione.

Tak więc w katalogu ilość pozycyj zapełnionych w rubrykach „Materjał" i „Główne wym." daje ilość części, ilość pozycyj z wymienionym numerem formatu daje ilość rysunków.

Rys. 6 przedstawia kartkę wykazu części znormalizowanych i przykłady rejestracyj tych części z rysunków z rozdziału poprzedniego. W nagłówku umieszczony jest numer typu płatowca i numer podgrupy. W poszczególnych rubrykach umieszcza się numer arkusza norm, oznaczenie w skrócie, ilość sztuk, numer części konstrukcyjnej, do której część normalna należy i numer rysunku zestawowego, w którego tabeli jest dana część normalna wyszczególniona.

Bardzo często przy częściach normalnych stojących na granicy grup względnie podgrup kwestja ich przynależności może być sporna. W tym wypadku należy przyjąć pewną zasadę i od niej nie odstępować. Np. śruby służące do złączenia podwozia z kadłubem równie dobrze można zaliczyć do kadłuba jak i do podwozia. Przyjmuje się zasadę taką: śruby, bolce, nity i t. p. połączenia zalicza się do tej części, którą dołącza się do całości płatowca względnie jego grup. Ponieważ podwozie przyłącza się do kadłuba — śruby zalicza się do podwozia. Bolce do złączenia skrzydeł z kadłubem — zalicza się do skrzydeł. Śruby do złączenia zastrzałów względnie komory międzyskrzydłowej ze skrzydłami — zalicza się do komory, i t. p.

(Firma) Strona 2

Kalalog części. Nr typu 141 Podgrupa 51

[illegible]	Nazwa	Ilość na płatowcu	Format	Materjał	Głów. wym.	Do zestaw.	Uwagi
11	[illegible]	2	[illegible]			50-02	
11-1	Kardan	4	[illegible]	[illegible]	44		
12	Łącznik	2	[illegible]			51-11	
12-1	Końcówka	4	[illegible]	[illegible]	54		
12-2	Rura	2	—	[illegible]	472		

210

Rys. 5.

(Firma) Strona 3

Wykaz części normal. Nr typu 141 Podgrupa 51

Nr	Oznaczenie	Ilość na płatowiec	Do części	Na rys. zest.	Uwagi
42	bps 6×18	4	51-11-1	51-11	
15	nps 3×25	16	51-12-1	51-12	

210

Rys. 6.

7) UWAGI DOTYCZĄCE EKSPEDYCJI RYSUNKÓW NA WARSZTAT I ICH WYCOFYWANIA

Komplet rysunków po wykończeniu wysyła się do biura przygotowawczego [3]), które przystępuje do opracowania ogólnego planu pracy.

W naszych warunkach przeważnie niemożliwe jest wysłanie kompletu rysunków do opracowania ogólnego planu pracy. Wytwórnie nasze przystępując do fabrykacji serji, sprawę terminów mają w ten sposób postawioną, że zmuszone są rozpoczynać robotę w kilku działach równolegle z biurem technicznem. Ogólny plan pracy przygotowuje się w takim razie na podstawie rysunków prototypowych, uwzględniając zmiany przewidziane w serji. Biuro techniczne wysyła wtedy rysunki grupami, a w razie potrzeby podgrupami, w porządku ustalonym w porozumieniu z biurem przygotowawczem. Wysyłanie poszczególnych rysunków oddzielnie, przed wykończeniem grupy, jest niedopuszczalne.

Rysunki seryjne, podobnie jak wszystkie dokumenty techniczne, podlegają ścisłej opiece ze względu na zachowanie tajemnicy fabrycznej, a w wypadku rysunków samolotów wojskowych, też ze względu na zachowanie tajemnicy wojskowej. Dlatego rysunki wydawane z biura powinny być prowadzone w ewidencji.

Z biura technicznego wysyła się rysunki za pokwitowaniem do biura przygotowawczego. Jako pokwitowanie może służyć katalog części, z tem, że biuro przygotowawcze potwierdza odbiór rysunków wyszczególnionych w katalogu w tylu egzemplarzach ile potrzebuje do rozsyłania na działy.

Po przygotowaniu kart pracy biuro przygotowawcze wysyła rysunki do biura rozdzielczego [2]). Rozdzielnia zaś rozsyła rysunki poszczególnym pracownikom na warsztat, opiekuje się niemi w dalszym ciągu, wymienia rysunki

[3]) Biuro przygotowawcze zwane też biurem fabrykacji, jest to dział który opracowuje na podstawie rysunków seryjnych przyrządy i narzędzia potrzebne do fabrykacji, przeprowadza plany pracy i kalkulację czasów.

zniszczone, sprawdza czy rysunki wysłane na warsztat są zwracane i pociąga do odpowiedzialności winnych w razie zgubienia rysunku.

Biuro techniczne obowiązane jest w razie zniszczenia rysunku na warsztacie, wysłać nowy egzemplarz, ale dopiero po otrzymaniu starego. Po skończonej fabrykacji serji, tą samą drogą wracają rysunki do biura technicznego i tam po sprawdzeniu kompletu zostają złożone w archiwum.

W sprawie ścisłej ewidencji rysunków powinny być wydane bardzo ostre zarządzenia.

8) UWAGI DOTYCZĄCE POPRAWEK W RYSUNKACH NA WARSZTACIE

Każda poprawka w rysunku powinna być akceptowana przez kierownika biura technicznego lub przez upoważnionego przez kierownika zastępcę. Wszystkie poprawki dla łatwiejszej ich ewidencji powinny być wprowadzane przez jednego pracownika. O poprawkach poważniejszych należy zawiadomić konstruktora i uzyskać jego zgodę. O poprawkach w rysunkach samolotów wojskowych należy zawiadomić Oficera N. T. (Nadzoru Technicznego) i uzyskać jego zgodę.

Pracownikom biura warsztatowego nie wolno poprawiać rysunków. Poprawki wprowadza tylko biuro techniczne w porozumieniu z biurem ruchu i w ten sposób, aby pracy na warsztacie nie przerywać. Najlepiej jest rysunków dla poprawienia nie wycofywać, tylko na warsztacie poprawić. Można też zapasową odbitkę poprawioną w biurze technicznem wymienić na warsztacie. Wtedy należy pamiętać o tem, aby wszystkie odbitki wysłane z biura zostały poprawione.

9 ZAGADNIENIE UJEDNOSTAJNIENIA SYSTEMU PRACY W WSZYSTKICH KRAJOWYCH WYTWÓRNIACH SAMOLOTÓW.

Na zakończenie dodam, że uwagi podane w niniejszym artykule, dotyczące rysunków seryjnych zebrane są na podstawie doświadczenia zdobytego przy opracowywaniu kilku seryj samolotów budowanych w wytwórniach: „Samolot", oraz w Państwowych Zakładach Lotniczych. Zagadnienie rysunków seryjnych zostało ujęte przeważnie z punktu widzenia sprawności prac biurowych i warsztatowych wytwórni.

Jeżeli chodzi o serje samolotów wojskowych to te same rysunki, których wytwórnia używa u siebie — przekazuje władzom wojskowym. W związku z tem wyłaniają się różne problemy z punktu widzenia wymagań wojskowych, jak ujednostajnienie numeracji, formatów, wzorów tabel, sposobów znakowania materjału, obróbki i norm i t. p.

Wymagania te zebrane w formie przepisów i podane do wiadomości wytwórni lub też w formie opracowanych norm, przyjęte w lotnictwie naszem, umożliwiłyby nadanie odpowiedniego kierunku już od samego początku pracy nad rysunkami seryjnemi. Aktualność tego zagadnienia, już kilkakrotnie była omawiana w gronie fachowców jednak jak dotychczas bez pozytywnego rezultatu.

BIBLJOGRAFJA

PRACE INSTYTUTU AERODYNAMICZNEGO W WARSZAWIE.

Zeszyt I: (w języku francuskim) „O pewnej metodzie tworzenia profilów lotniczych" — *J. Bonder*. „Zastosowanie różnych postaci potencjału do obliczenia sił działających na profile lotnicze" — *S. Neumark*. Z 18 rysunkami w tekście. Str. 84. 1927. Cena zł. 9.

Zeszyt II: (w języku francuskim) „O wielopłacie w układzie tandem" — *J. Bonder* i *P. Szymański*. „Przepływ płaski cieczy przez palisadę odcinków prostolinijnych" — *P. Szymański*. „Przyczynek do teorji dwupłata" — *J. Bonder* i *P. Szymański*. Z 22 rysunkami w tekście. Str. 72. 1928. Cena zł. 9.

Zeszyt III: (w języku francuskim) „Profile lotnicze o stałym środku parcia" — *S. Neumark*. „Uwagi dotyczące pomiarów śmigła pociągowego ustawionego skośnie w prądzie powietrza" — *J. Bonder*. Z 23 rysunkami w tekście. Str. 79. 1930. Cena zł. 9.

Zeszyt IV: (w języku angielskim) „Wpływ lotki podłużnej na charakterystyki aerodynamiczne płata nośnego" — *M. J. Thompson*. „Tunel Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie". Pewne uwagi dotyczące badań stateczności podłużnej" — *M. J. Thompson*. Z 43 rysunkami w tekście. Str. 96. 1930. Cena zł. 9.

Zeszyt V: (w języku polskim i francuskim) „Prace doświadczalne wykonane w czasie od 1927 — 1931" — *C. Bieniek*. Z 32 rysunkami w tekście. Str. 272. 1932. Cena zł. 50.

Zeszyt VI: (w języku francuskim i angielskim) „O jednoznacznem odwzorowaniu podobnem zewnętrza koła na zewnętrze symetrycznego łuku stożkowej" — *J. Bonder*. „Przepływ cieczy lepkiej przez rurę stożkową" — *P. Szymański*. „Uwagi o potencjale nieciągłym"— *M. J. Thompson*. Z 45 rysunkami w tekście. Str. 118. 1932. Cena zł. 18.

Do nabycia w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie, Nowowiejska 50. Pp. wojskowym przysługuje rabat w wysokości 30%.

Drukarnia Mazowiecka, Warszawa, Szpitalna 1, tel. 649-04